WIADOMOŚCI TECHNICZNE LOTNICTWA

KWARTALNIK

WYDAWANY PRZEZ DEPARTAMENT AERONAUTYKI M. S. WOJSK., JAKO DODATEK DO „PRZEGLĄDU LOTNICZEGO"

TRESC:

ROK III — WARSZAWA, KWIECIEŃ — 1935 — Nr. 2

Inż. JERZY TEISSEYRE.

O możliwości zastosowania autożyra dla celów wojskowych

Zagadnienie szybkości. Najnowsze konstrukcje.

Pracę niniejszą podzielono na następujące części:

1) Wstęp.
2) Porównanie szybkości autożyra i normalnego samolotu.
3) Szybkość opadania pionowego.
4) Najnowsze konstrukcje autożyra.
5) Wnioski — przydatność dla celów wojskowych.
6) Zakończenie.

1. Zagadnienie maszyny latającej cięższej od powietrza a pozbawionej stałych płaszczyzn nośnych, które zastąpione zostały przez płaszczyzny ruchome, pojawiło się w praktycznej swej formie w postaci autożyra, około dziesięć lat temu, jako wynik prac i wysiłków inżyniera de la Cierwy, który postawił sobie za cel usunięcie pewnych zasadniczych wad związanych z nieruchomym układem płaszczyzn nośnych.

Pomysł zastąpienia nieruchomych skrzydeł wiatrakiem rotującym samoczynnie w płaszczyźnie poziomej był tak rewolucyjny, a możliwość odpowiedniego rozwiązania konstrukcyjnego wydawała się tak nierealną, że szerokie koła przyzwyczajonych do pewnej rutyny fachowców przyjęły nowy wynalazek z całkowitem niedowierzaniem.

Pierwsze wyniki zdawały się opinję tę potwierdzać a próby dokonane na kilku pierwszych maszynach typu autożyro dały wyniki ujemne, i trzeba było dużej wiary i dużej energji ze strony wynalazcy by nie dać za wygraną.

Od tego czasu krok po kroku zdobywało sobie autożyro prawo obywatelstwa i w ciągu niezmiernie krótkiego okresu jednego dziesiątka lat rozwój jego doszedł do tego stopnia doskonałości, iż obecnie już jest maszyną całkowicie przydatną do praktycznej eksploatacji a wszystkie większe państwa biorą udział w jego dalszym rozwoju, starając się wykorzystać jego cenne zalety, przewyższające pod niektórymi względami własności normalnego samolotu.

2. Chcąc rozważyć użyteczność autożyra dla celów wojskowych zajmiemy się przedewszystkiem jednym z głównych elementów tej użyteczności t. j. szybkością poziomą. Jak wiadomo problem szybkości (maksymalnej) przedstawia się dla autożyra nieco inaczej niż dla normalnego samolotu. Dla samolotu typu normalnego przy danych wymiarach i określonym ciężarze, równanie określające szybkość przedstawia się w postaci:

$$\eta N = \frac{\gamma}{2g} C_x F \frac{V^3}{75} \quad \quad (1)$$

Jeżeli oznaczymy ciężar całkowity samolotu przez „Q" zaś obciążenie powierzchni nośnej przez $p = \frac{Q}{F}$ natenczas otrzymamy równanie:

$$\eta N = \frac{\gamma}{2g} C_x \frac{V^3}{75} \frac{Q}{p} \quad \quad (2)$$

lub

$$\frac{\eta N}{Q} = \frac{\gamma}{2g} C_x \frac{V^3}{p} \frac{1}{75} \quad \quad (3)$$

Widzimy stąd odrazu, iż szybkość samolotu rośnie wraz z obciążeniem jednostkowem „p" a mianowicie z trzecim pierwiastkiem tego obciążenia, oraz odwrotnie proporcjonalnie do trzeciego pierwiastka ciężaru całkowitego — a zatem:

$$V = A \sqrt[3]{\frac{p}{Q}} \quad \quad (4)$$

gdzie „A" jest czynikiem proporcjonalności.

Możemy napisać:

$$A = B \sqrt[3]{\frac{\eta N}{C_x}} \quad \quad (5)$$

gdzie „B" jest wielkością stałą i wynosi dla lotu przy ziemi około 10,63. Zatem otrzymujemy ostatecznie:

$$V = B \sqrt[3]{\frac{\eta N}{C_x}} \sqrt[3]{\frac{p}{Q}} \quad \quad (6)$$

Wynika z tego, iż szybkość jest tem większa im większa jest moc rozporządzalna na śmigle, oraz im mniejsze jest C_x czyli współczynnik oporu całkowitego płatowca. Równanie 6-te można zatem interpretować w ten sposób, iż maksymalna szybkość płatowca przy danej mocy i obciążenia powierzchni nośnej jest największa dla C_x — minimum. Bliższe wglądnięcie w mechanikę lotu poucza nas jednak, iż tak nie jest. Wiadomo bowiem, iż każdy współczynnik oporu C_x odpowiada ściśle pewnemu określonemu współczynnikowi nośności płatowca — C_y, możnaby sobie zatem wyobrazić, iż C_x minim. odpowiada n. p. nośności równej zero ($C_x = 0$) czyli, że aby samolot w tym stanie utrzymał się w powietrzu potrzebna byłaby szybkość a zatem i moc nieskończenie wielka — co jest oczywiście niemożliwością. Musimy zatem dobrać taki punkt na krzywej biegunowej płatowca, w którym przy maksymalnej mocy rozporządzalnej zarówno C_y jak i C_x (wspólne dla danego punktu) dają tę samą szybkość płatowca określoną dwoma równaniami zasadniczemi:

$$V = \frac{2g}{\gamma} \frac{1}{\sqrt{C_y}} \sqrt{p} \quad \quad (7)$$

oraz równaniem 6-tem.

Punkt ten określa nam jak wiadomo jednoznacznie równanie:

$$\frac{C_y^3}{C_x^2} = \frac{2g}{\gamma} \cdot \frac{Q^3}{F \cdot N^2 \eta^2 75^2} \quad . \quad . \quad . \quad (8)$$

powstałe przez wyrugowanie zmiennej „V" z obu równań zasadniczych.

Równanie 3-cie możemy, kładąc $C_x = C_{x\,skrz.} + C_{xop}$ przedstawić w postaci:

$$\frac{\eta N}{Q} = \frac{\gamma}{2g} C_{x\,skrz.} \frac{V^3}{p} \frac{1}{75} + \frac{\gamma}{2g} C_{xl} \frac{V^3}{p} \frac{1}{75} \quad . \quad (9)$$

gdzie C_x skrz. jest oporem skrzydła, zaś C_{xl} przedstawia opory szkodliwe, czyli kadłub, podwozie, opierzenia, silnik i t. p. Zatem:

$$\frac{\eta N}{Q} = \frac{\gamma}{2g} C_{x\,skrz.} \frac{V^3}{p} \frac{1}{75} + \frac{\gamma}{2g} C_{xl} \frac{F}{Q} \frac{V^3}{75} \quad . \quad (10)$$

Jak widzimy drugi wyraz po prawej stronie równania przedstawia moc potrzebną do pokonania oporów szkodliwych, przyczem wyrażenie to można przedstawić w postaci:

$$\frac{\gamma}{2g} C_{xl} \frac{F}{Q} \frac{V^3}{75} = \frac{\gamma}{2g} \frac{\Sigma\,(C_x f_x)}{F} \frac{F}{Q} \frac{V^3}{75} \quad . \quad . \quad (11)$$

ponieważ jak wiadomo współczynnik sporów szkodliwych odniesiony do powierzchni nośnej wynosi $C_{xl} = \frac{\Sigma\,(C_x f_x)}{F}$

czyli wielkość mocy potrzebna do pokonania oporów szkodliwych nie zależy od powierzchni skrzydła ani od obciążenia powierzchniowego i da się wyrazić równaniem:

$$\frac{\eta N_1}{Q} = \frac{\gamma}{2g} \frac{\Sigma\,(C_x f_x)}{Q} \frac{V^3}{75} \quad . \quad . \quad . \quad (12)$$

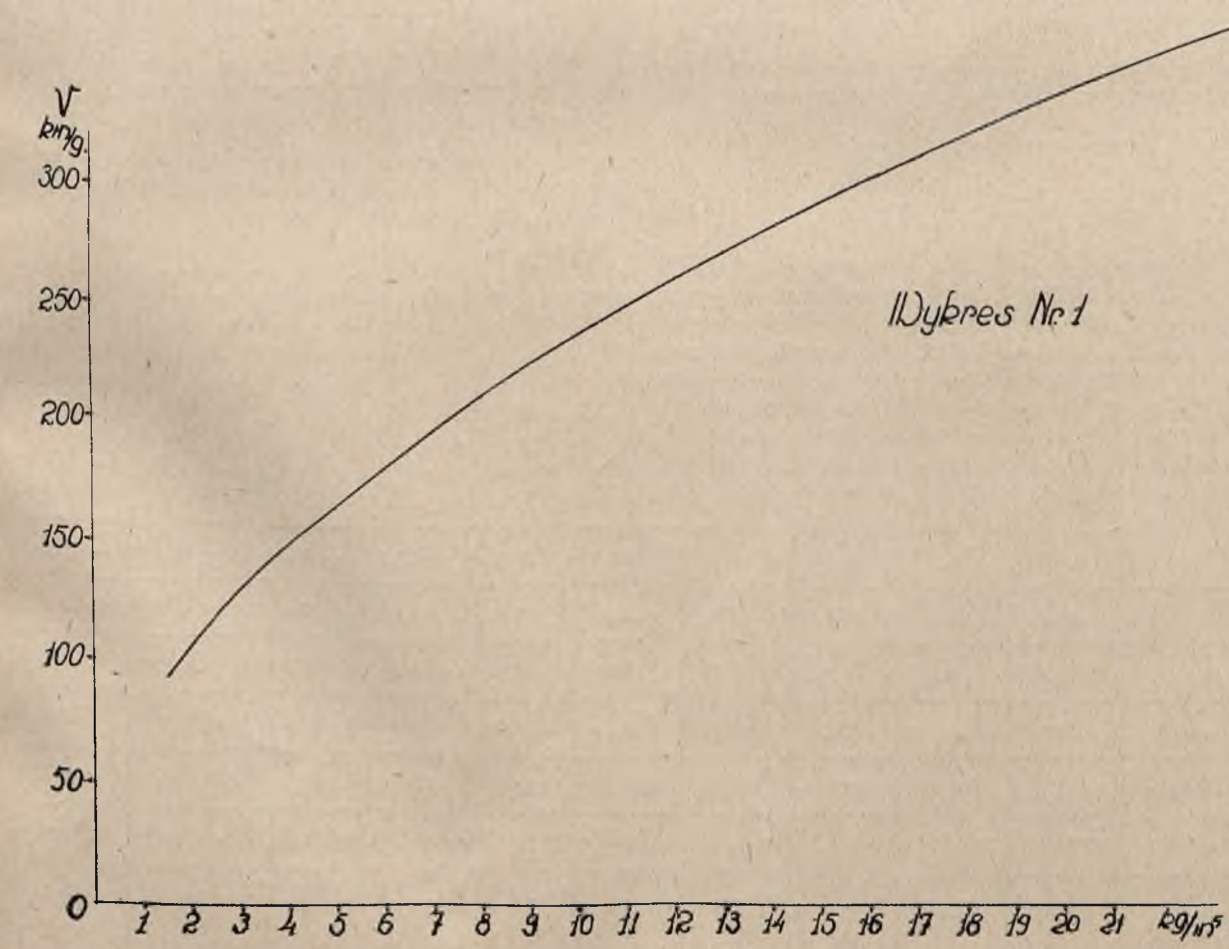
przyczem wielkość $\frac{\gamma}{2g} \frac{\Sigma\,(C_x f_x)}{Q}$ jest stała.

Jak widzimy moc potrzebna do pokonania oporów szkodliwych przy określonej szybkości jest stała, zaś moc potrzebna do pokonania oporów skrzydła zależy od powierzchni skrzydła względnie od jego obciążenia powierzchniowego. Co do szybkości to moc ta dla obu tych części płatowca rośnie z trzecią potęgą szybkości.

Rozpatrzmy teraz jak przedstawia się ta kwestja dla autożyra.

Równanie określające moc potrzebną dla lotu dla rotoru autożyra ma postać (patrz. „Przegląd Lotniczy" Nr. 1, styczeń 1934 r., Wiadomości Techniczne Lotnictwa, str. 24 i 28)

$$\frac{75\,\eta N}{Q} = 2s \sqrt{\frac{s \cdot p}{\rho\,\sigma\,\delta}} + \frac{p}{2\rho V} + 2SV^2 \sqrt{\frac{\rho\,s\,\sigma}{\delta\,p}} + \frac{\rho}{2} \frac{V^3}{Q} \Sigma\,(f_x C_x) \quad . \quad (13)$$



gdzie $\rho = \frac{\gamma}{g}$ zaś pozostałe współczynniki określone w wymienionym poprzednio artykule zależne są od

$$\sigma = \frac{\text{powierzchnia śmig}}{\text{powierzchnia rotoru}}$$

które obieramy możliwie małe n. p. $\sigma = 0{,}04$. Współczynniki „s" i „S" określone równaniami „73" w wymienionym poprzednio artykule są zależne od kąta zaklinowania śmig oraz współczynnika oporu śmig. Zatem gdy określimy obie wartości współczynniki te mają wartość stałą.

Możemy zatem napisać:

$$\frac{75 \cdot \eta N}{Q} = a \sqrt{p} + b \frac{p}{V} + c V^2 \frac{1}{\sqrt{p}} + d V^3 \quad . \quad . \quad (14)$$

Czyli jeżeli będziemy uważali opory szkodliwe za stałe (niezależnie od kąta natarcia) to widzimy, iż moc potrzebna do lotu jest funkcją szybkości oraz obiciążenia powierzchniowego. Widać też odrazu, iż moc potrzebna do pokonania oporów szkodliwych rośnie z trzecią potęgą szybkości, zaś moc potrzebna do pokonania oporów rotoru wolniej, zwłaszcza przy dużych obciążeniach. Różnica zatem w stosunku do normalnego samolotu (gdzie moc potrzebna do pokonaia oporów skrzydła rośnie również z trzecią potęgą szybkości) jest znaczna i to tem większa im większa jest szybkość. Równanie 13 wzgl. 14 daje nam jednak jeszcze jedną bardzo ciekawą zależność.

Jeżeli mianowicie wyliczymy pierwszą pochodną mocy względem obciążenia i porównamy ją do zera $\left(\frac{dN}{dp} = 0\right)$ natenczas po uporządkowaniu otrzymamy:

$$\frac{a}{2} \sqrt{p} + \frac{b \cdot p}{V} = \frac{c}{2} V^2 \frac{1}{\sqrt{p}} \quad . \quad . \quad (15)$$

czyli otrzymujemy równanie o dwu zmiennych „p" i „V", co pozwala nam obliczyć odrazu (i uwidocznić w formie wykresu) $V = f(p)$ takie obciążenie, które będzie najkorzystniejsze dla danej szybkości, czyli przy którem moc potrzebna do osiągnięcia danej szybkości będzie minimum. (wykr. 1) Na podstawie tego przekonamy się łatwo, iż dla szybkości małych (słabe silniki) korzystniejsze są małe obciążenia, zaś im większa szybkość tem lepsze jest obciążenie większe. Ma to bardzo wielkie znaczenie przy projektowaniu autożyra, albowiem mając określoną moc możemy odrazu się zorjentować (na podstawie oszacowania szybkości maksymalnej) jaka jest najkorzystniejsza powierzchnia nośna, którą należałoby obrać. Dla przykładu przeliczymy dwa samoloty w porównaniu z dwoma autożyrami o tych samych mocach i tych samych oporach szkodliwych.

A) Samolot i autożyro o mocy 100 MK. i o współczynniku oporów szkodliwych $f_x\, C_x = 0{,}3$ oraz o ciężarze całkowitym w locie $Q = 600$ kg.

B) Samolot i autożyro o mocy 600 KM. o współczynniku oporów szkodliwych $f_x \cdot C_x = 0{,}6$ oraz o ciężarze całkowitym w locie $Q = 1800$ kg.

Przeliczenie przykładów.

Dla wypadku „A" niech rozpatrywany samolot ma powierzchnię nośną $F = 10\ m^2$ czyli obciążenie powierzchni wynosi $p = 60\ kg/m^2$ co jest obciążeniem normalnem przy istniejących obecnie awionetkach. Otrzymamy zatem współczynnik oporów szkodliwych $\frac{f_x\, C_x}{F} = \frac{0{,}3}{10} = 0{,}03.$

Profil obieramy o podanych poniżej charakterystykach. Jest to jeden z dość często używanych profili (A. B. 6).

i^0	17,5	16	14,5	11,5	8,6	5,7	2,7	—0,2	—3,1	—6,1
C_y	145,8	147,7	145	131	114	95	75,3	55	34,7	14
C_x	16,2	15,3	12,87	9,81	7,6	5,56	3,94	2,6	1,85	1,41

Poniżej obliczamy moc potrzebną do lotu przy ziemi dla całego samolotu sumując opory szkodliwe 0,03 z oporami skrzydła.

Natenczas:

$$\eta N = \frac{1}{16} (C_x \text{ skrz.} + 0{,}03)\, F \frac{V^3}{75} = \frac{10}{16 \cdot 75} C_x\, V^3 = \frac{C_x\, V^3}{120}$$

zaś

$$V = 4 \sqrt{\frac{Q}{F}} \frac{1}{\sqrt{C_y}} = 4 \sqrt{60} \frac{1}{\sqrt{C_y}} = \frac{31}{\sqrt{C_y}}$$

i^0	17,5	16	14,5	11,5	8,6	5,7	2,7	— 0,2	— 3,1	— 6,1
$C_x + 0{,}03$	21,2	18,3	15,87	12,81	10,6	8,56	6,94	5,6	4,85	4,41
C_y	1,207	1,215	1,2	1,14	1,067	0,974	0,867	0,741	0,589	0,474
Vm/sek	25,6	25,6	25,8	27,2	29	31,8	35,8	41,8	52,5	82,7
Vkm/godz.	92	92	93	98	104,5	114,5	129	151	189	298
V^3m/sek.	16777	16777	17173	20000	24400	32157	45880	73000	144700	565600
N potrz. do lotu	29,5	25,5	22,7	21,3	21,5	23	26,5	34	58,5	208

Na wykresie Nr. 2 mamy wykreśloną krzywą mocy potrzebnej do lotu w funkcji kąta natarcia, jakoteż krzywą szybkości (w km/godz.) również w funkcji kąta natarcia. Załóżmy, iż maksymalna dzielność śmigła wynosi $\eta = 0{,}78$ i jest tak dobrana, iż zachodzi przy szybkości $V_o = 180$ km/g równe 50/sek. Odpowiada to około 0,85 $V_{maks.}$ Dzielność (η) śmigła (dla szybkości różnych od V_o) określimy z równania.

$$\eta = \eta\ \text{maks.}\ \Sigma, \quad \text{gdzie}\ \Sigma = \frac{3}{2}\left[\frac{V}{V^0} - \frac{1}{3}\left(\frac{V}{V_0}\right)^3\right]. \qquad (16)$$

Zatem otrzymujemy:

i	17,5	16	14,5	11,5	8,6	5,7	2,7	— 0,2	+ 3,1	— 6,1
V	25,6	25,6	25,8	27,2	29	31,8	35,8	41,8	52,5	82,7
V/V_0	0,51	0,51	0,515	0,545	0,58	0,635	0,715	0,837	1,05	1,65
Σ	0,70	0,70	0,71	0,735	0,772	0,825	0,89	0,96	0,99	0,225
η	0,545	0,545	0,555	0,572	0,603	0,645	0,695	0,75	0,77	0,176
η N Moc rozp.	54,5	54,5	55,5	57,2	60,3	64,5	69,5	75	77	17,6

Teraz na wykresie Nr. 2 wykreślimy moc rozporządzalną w funkcji kąta natarcia. Widzimy odrazu, iż punkt „A" określający nam przecięcie się krzywej mocy rozporządzalnej z krzywą mocy potrzebną do lotu, odrzutowany na linję szybkości — daje nam natychmiast szybkość maksymalną wynoszącą 204 km/godz. Szybkości tej odpowiada kąt natarcia $i = -3{,}6^0$

Prócz tego widzimy, iż największy nadmiar mocy odpowiada w przybliżeniu kątowi $+ 2{,}5^0$ i wynosi około $70 - 26{,}5 = 43{,}5$ MK.

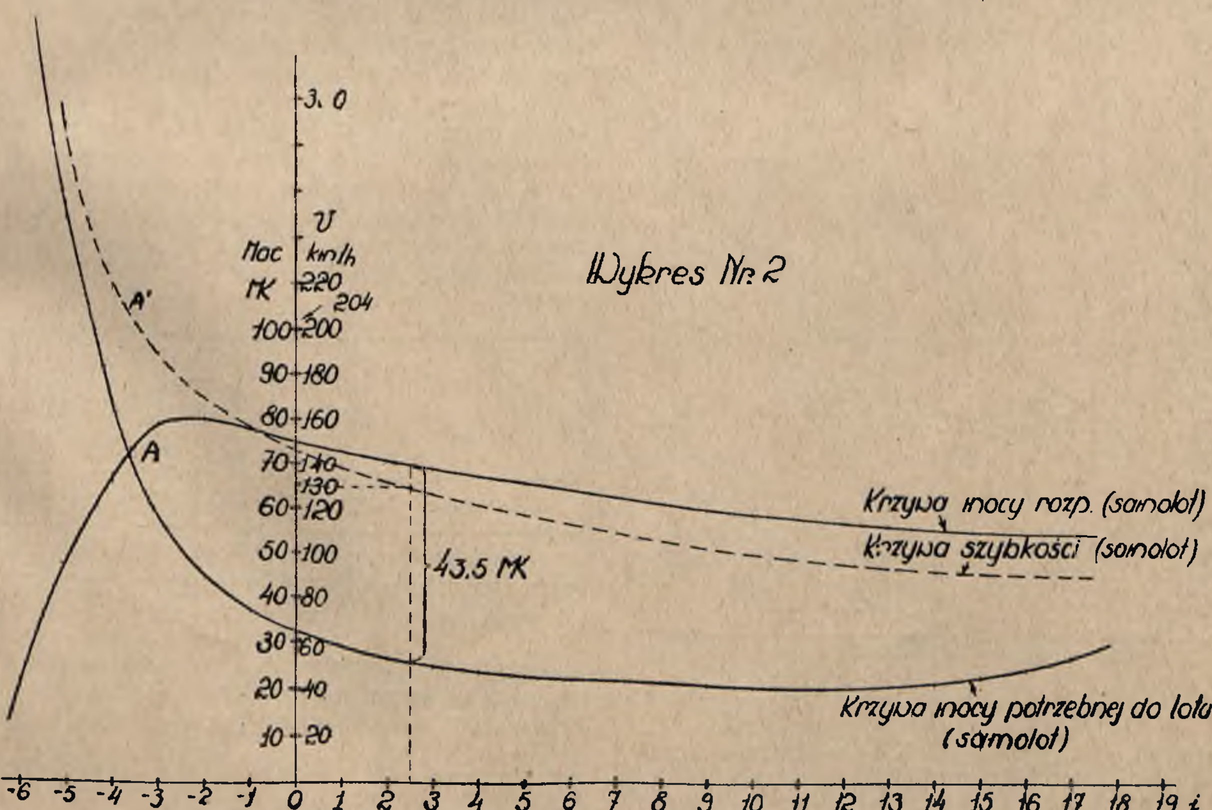
Zatem największą szybkość wznoszenia wyniesie:

$$w = \frac{75\ N}{Q} = \frac{75 \cdot 43{,}5}{600} = 5{,}45\ \text{m/sek.} \qquad (17)$$

i będzie odpowiadać szybkości poziomej $V = 130$ km/g.

Na podstawie równania 13-go obliczamy teraz moc potrzebną do lotu, przy różnych szybkościach, dla utożyra. Obciążenie jednostkowe obieramy na razie w przybliżeniu „na oko"

$$p = 4{,}88\ \text{kg/m}^2$$



co odpowiada w myśl wykresu Nr. 1 (wzgl. w myśl równania 15) najkorzystniejszej szybkości V = 163 km/godz. Poniższa tabelka podaje nam wyniki tego rachunku.

Moc potrzebna do lotu.

V km/godz.	Rotor	Opory szkodliwe	SUMA MK.
10	76,4	0,00535	74,40535
20	48,13	0,0465	48,1765
50	34,42	0,675	35,095
75	33,9	2,25	36,15
100	36,44	5,4	41,85
125	41,14	10,5	51,64
150	47,12	18,2	65,32
175	55,16	28,8	83,96
180	56,90	31,2	88,1
200	64,37	43	107,37

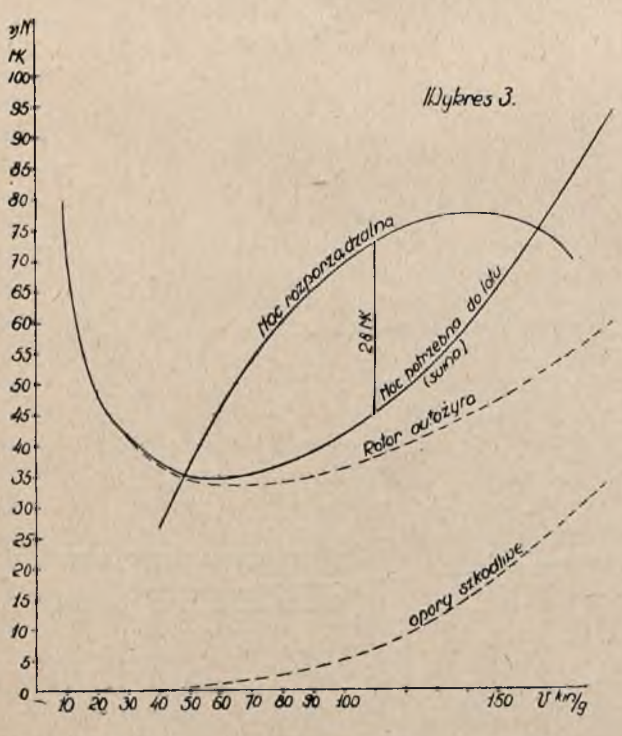
Moc potrzebna do pokonania oporów szkodliwych policzonego wg. równania

$$\eta N = \frac{1}{16} \Sigma (f_x C_x) \frac{V^3}{75} = \frac{1}{16} \frac{0.3}{75} V^3$$ zaś moc potrzebna

do pokonania oporów rotoru wg. równania:

$$\eta N = \frac{Q}{75} \left[2s \sqrt{\frac{sp}{\rho \sigma \delta}} + \frac{p}{2 \rho V} + 2SV^2 \sqrt{\frac{\rho \sigma s}{\delta p}} \right]$$

Wykres Nr. 3 podaje nam krzywą mocy potrzebną do lotu w funkcji szybkości, oraz moc rozporządzalną obliczoną jak poprzednio.



Poprzednio obraliśmy η maks. = 0,78 przy V = 180 km/godz. czyli $\frac{180}{204}$ = 0,88 V maks. Obecnie obieramy podobnie η maks. = 0,78 dla V = 0,88 . 160 = 141 km/godz. gdzie 160 km/godz. jest spodziewaną szybkością maksymalną.

Zatem licząc jak poprzednio otrzymujemy:

V km/godz.	50	75	100	125	150	160	175
V/V_0	0,355	0,53	0,71	0,885	1,06	1,135	1,24
Σ	0,47	0,73	0,89	0,98	0,995	0,98	0,90
η	0,367	0,57	0,695	0,765	0,775	0,75	0,70
N moc rozp. MK.	36,7	57	68,5	76,5	77,5	75	70

Z wykresu Nr. 3 widzimy odrazu, iż V maks. = 163 km/godz. zaś największy nadmiar mocy wynosi 28 MK. i odpowiada szybkości 110 km/godz.

Zate mszybkość wznoszenia się będzie:

$$w = \frac{75\,N}{Q} = \frac{75 \cdot 28}{600} = 3{,}5 \text{ m/sek.}$$

Szybkość minimalna na pełnym gazie wynosiła dla samolotu 91 km/godz. dla autożyra zaś wynosi 48 km/godz. Zatem otrzymujemy dla samolotu

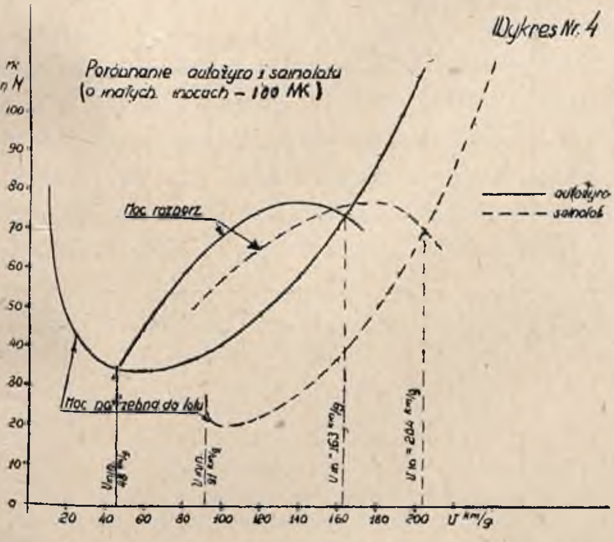
$$\frac{V \text{ maks.}}{V \text{ min.}} = \frac{204}{91} = 2{,}24,$$ zaś dla autożyra $$\frac{163}{48} = 3{,}4$$

Oczywiście dla samolotu zaopatrzonego w odpowiednie urządzenia (klapy, sloty i t. p.) przy obciążeniu 60 kg/^{2} szybkość minimalna może spaść do wielkości około 70 km/godz. (co odpowiada C_y = 250) a nawet niżej z drugiej zaś strony dla autożyra „zadartego" na kąt natarcia ok. 30^0 z zatrzymanym silnikiem szybkość ta spada do rzędu V min = 26,5 km/godz. czyli 7,3 m/sek. kosztem pewnego zwiększenia się szybkości opadania pionowego. Poniższa tabela podaje nam wyczyny porównawcze dla obu rodzajów maszyn, przy tych samych oporach szkodliwych i przy tej samej mocy 100 MK.

	V maks km/godz.	V min km/g.	V ląd km/g.	Szybkość wznoszenia m/sek.	V maks / V min
Autożyro	163	48	26,5	3,5	6,15
Samolot	204	91	93	5,4	2,25
Samolot z klapami i slotami	200		70		2,86

Trzeba jednak zauważyć, iż n. p. na Challenge'u 1934 osiągnięto na samolocie R. W. D. 9 (z silnikiem 250 MK.) V maks. 251 km/godz. przy V min = 54,14 km/godz. szyli stosunek $\frac{251}{54{:}14}$ = 4,63 co jest prawdopodobnie

bliżkie granicy możliwej do osiągnięcia na normalnym samolocie. Z drugiej strony na nowoczesnych autożyrach (bez skrzydeł dodatkowych i sterów ogonowych) osiągnięto możliwość pionowego opadania, czyli V poziome = = 0.



Dla wypadku B niech rozpatrywany samolot ma obciążenie 90 kg/m² co jest obciążeniem bardzo dużem, jednak dość często spotykanem przy nowoczesnych samolotach komunikacyjnych, bombowych i innych. Zatem powierzchnia nośna naszego samolotu wyniesie teraz:

$$F = \frac{1800}{90} = 20 \text{ m}^2$$

Współczynnik oporów szkodliwych:

$$\frac{f_x\, C_x}{F} = \frac{0{,}6}{20} = 0{,}03, \quad 100\, C_x = 3.00$$

Profil ten sam co poprzednio zatem mamy:

$$V = 4\sqrt{\frac{Q}{F}} \cdot \frac{1}{\sqrt{C_y}} = 4\sqrt{90}\,\frac{1}{\sqrt{C_y}} = \frac{38}{\sqrt{C_y}}$$

Moc potrzebną do lotu wyliczamy z równania:

$$\eta\, N = \frac{1}{16}\, C_y\, F\, \frac{V^3}{65} = \frac{C_x\, V^3}{60}$$

Poniższa tabelka podaje nam te przeliczenia:

i^0	17,5	16	14,5	11,5	8,6	5,7	2,7	— 0,2	— 3,1	
C_x	21.3	18,3	15.87	12,81	10,6	8,56	6,94	5,6	4,85	
C_y	1,207	1,215	1,20	1,14	1,067	0,974	0,857	0,741	0,589	
V m/sek.	31,5	31,2	31,6	33,3	35,6	39	43,7	51,25	64,4	
V km/g.	112	112	114	120	128	140	158	184	232	
V^3 (m/sek.)	31250	30370	31550	36920	45100	59300	83450	134500	267000	
Moc potrzebna do lotu η N	95	78	67,5	60,5	63	55	54,5	58	83	skrzydło
	15	15	18,5	18,5	23	29,5	42	67,5	133	Opory szkodliwe
	110	93	83	79	80	84,5	96,5	125,5	216	Suma

Wykres Nr. 5 podaje nam krzywą mocy potrzebnej do lotu w funkcji kąta natarcia, jako też krzywą mocy rozporządzalnej. Moc rozporządzalną wyznaczymy jak poprzednio. Obieramy η maks. = 0,78 dla Vo = 280 km/godz. Zatem otrzymujemy:

Z tego wykresu widzimy odrazu, iż szybkość maksymal- V = 304 km/godz. Szybkość podróżna zatem Vo została dobrana jak poprzednio Vo = 0,88 V maks. gdyż 0,88 × 304 = 270 km/godz. co jest b. bliskie szybkości 280 km/g.

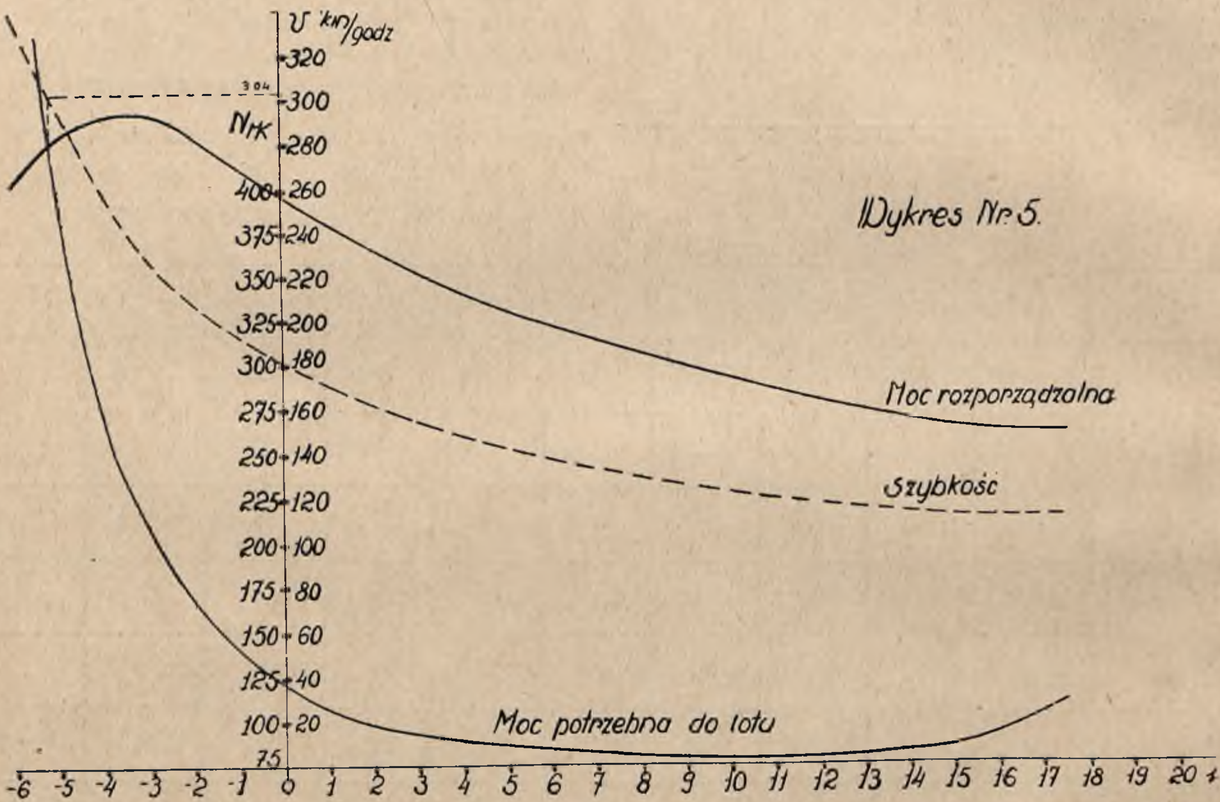
Prócz tego widzimy, iż największy nadmiar mocy odpowiada w przybliżeniu kątowi 0⁰ i wynosi około 276 MK. Zatem największa szybkość wznoszenia wyniesie:

$$w = \frac{75 \cdot 276}{1800} = 11{,}5 \text{ m/sek. (przy ziemi(}$$

i odpowiada szybkości poziomej V = 180 km/godz.

Teraz wykonujemy anaolgiczne przeliczenia dla autożyra. Na podstawie równań (13) obliczamy moc potrzeb-

i^0	17,5	16	14,5	11,5	8,6	5,7	2,7	—0,2	—3,1	—6,1
V km/g.	113	112	114	120	128	140	158	184	232	3,65
V/V_0	0,404	0,4	0,408	0,43	0,457	0,5	0,565	0,656	0,825	1,3
Σ	0,56	0,56	0,57	0,61	0,64	0,695	0,76	0,85	0,95	0,85
η	0,436	0,436	0,445	0,476	0,50	0,543	0,594	0,663	0,74	0,663
η N rozp.	263	263	267	285	300	325	357	400	444	400



ną do lotu. Obciążenia powierzchni rotoru zakładamy równe $p = 13{,}5$ kg/m² co odpowiada wg. wykresu Nr. 1 szybkości $V = 275$ km/godz. jako najkorzystniejszej dla danego obciążenia.

Poniższa tabelka podaje nam wyniki rachunku prowadzonego analogicznie jak dla poprzedniego przykładu.

Wykres Nr. 6 podaje nam krzywą mocy potrzebnej do lotu w funkcji szybkości oraz moc rozporządzalną, obliczoną poniżej.

Z wykresu tego widzimy odrazu jak szybko ze wzrostem szybkości rośnie moc potrzebna do pokonania oporów szkodliwych w porównaniu do mocy potrzebnej do pokonania oporów rotoru.

Moc rozporządzalną obliczamy przyjmując η maks. = = 0,78 dla Vo = 255 km zatem otrzymujemy:

V km/g.	Moc potrzebna do lotu MK.		S U M A KM.
	Rotor	Opory szkodliwe	
20	325	0,092	325
50	199	1,35	200
75	174	4,5	178,5
100	167	10,8	177,8
125	168	21	189
150	174	36,4	210,4
175	185	57,6	242,6
200	200	86	286
250	235	168	403
275	256	224	480
300	282	289	571

Z wykresu tego widzimy odrazu, iż V maks. = 272 km/godz. zaś V min. = 74 km/godz. na pełnym gazie.

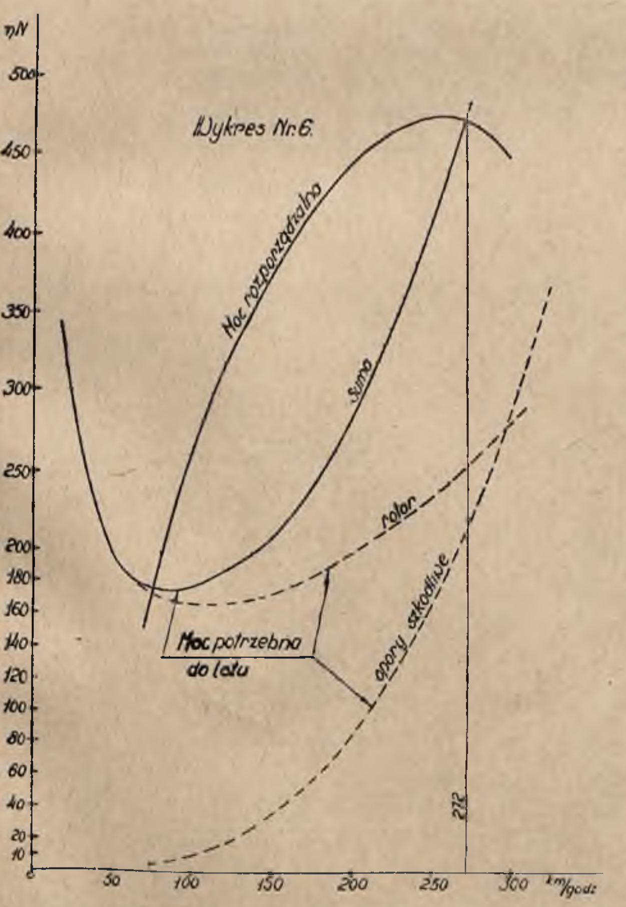
V km/godz.	75	100	125	150	175	200	250	275	300
V/V_0	0,3	0,39	0,49	0,59	0,69	0,785	0,98	1,08	1,17
Σ	0,3	0,55	0,69	0,79	0,875	0,94	1,00	0,99	0,95
η	0,235	0,43	0,54	0,615	0,683	0,735	0,78	0,773	0,74
η N moc rozporządz.	141	260	325	370	410	440	470	465	445

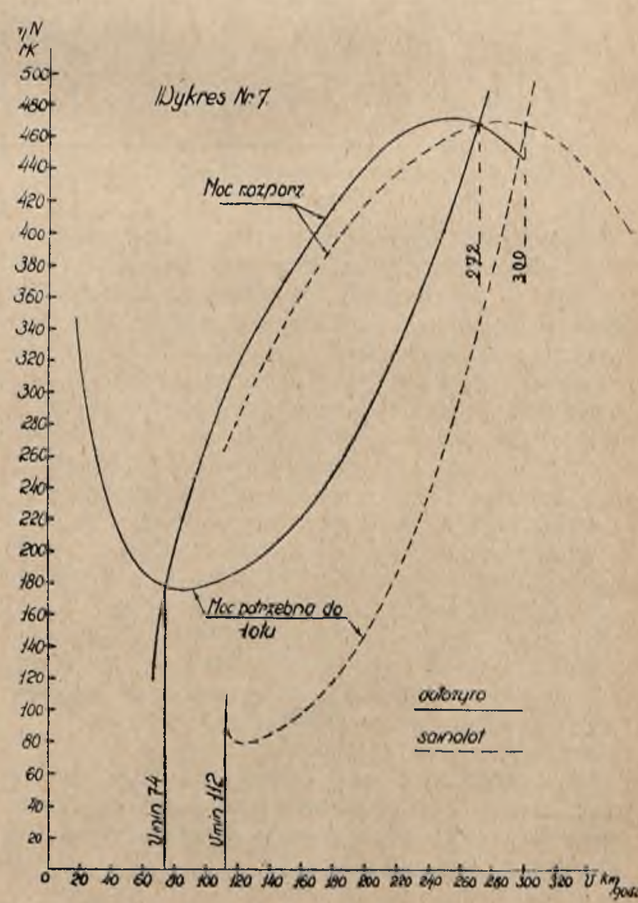
Największy nadmiar mocy $N = 172$ MK. i odpowiada szybkości ok. 180 km/godz. Szybkość wznoszenia się wyniesie (przy ziemi)

$$w = \frac{75 \cdot 172}{1800} = 7,2 \text{ m/sek.}$$

Widzimy zatem, iż szybkość maksymalna jest jeszcze nieco niższa niż dla analogicznego samolotu, jednak podczas gdy w pierwszym przykładzie szybkość maksymalna autożyra wynosiła $\frac{163}{204} = 0,8$ szybkości maksymalnej samolotu, obecnie ten stosunek wynosi $\frac{272}{304} = 0,9$ czyli szybkość maksymalna autożyra jest około 10% mniejsza od takiejże szybkości samolotu. O możliwości zrównania się tych szybkości pomówimy później. *Rys. Nr. 7* podaje nam zestawienie mocy potrzebnej do lotu i mocy rozporządzalnej dla samolotu i autożyra. Na podstawie tego wykresu mamy:

	V maks. km/g.	V min. km/g.	V ląd. km/g.	Szybkość wznoszenia m/sek.	V min. / V maks.
Autożyro	272	74	28,3	7,2	9,7
Samolot	304	112	112	11,5	2,7
Samolot z klapami i slotami	300	115	70	11	





Na wykresie Nr. 8 mamy uwidocznioną moc potrzebną do lotu dla samego rotoru oraz dla samego skrzydła, czyli odrzucamy opory szkodliwe jako jednakowe i uzyskujemy przez to możność przejrzystego porównania wyczynów. Krzywe te wykreślono na podstawie tabeli na stronie 51, oraz tabelki dla autożyra na str. 52. Widzimy, iż obie krzywe mają podobny charakter jednak krzywa mocy rotoru leży wyżej i równocześnie przebieg jej jest mniej stromy, czyli że moc potrzebna do lotu rośnie z szybkością wolniej niż w wypadku normalnego skrzydła. Moc ta będzie rosła jeszcze wolniej, jeśli uprzytomniwszy sobie, iż obciążenie rotoru, które zostało dobrane dla szybkości 275 km/godz. będziemy wraz ze wzrostem szybkości zwiększali odpowiednio, wg. wykresu Nr. 1. Tak więc dla szybkości n. p. 300 km/godz. najodpowiedniejsze obciążenie wynosi $p = 16$ kg/m² (w naszym przykładzie przyjęliśmy obciążenie 13,5 kg/m²) dla szybkości 350 km/godz. $p = 21{,}7$ kg/m² i t. d.

Poniższa tabela podaje nam najodpowiedniejsze obciążenia dla danej szybkości oraz moc potrzebną do lotu dla rotoru oraz dla porównania moc potrzebną do lotu dla stałego obciążenia $p = 13{,}5$ kg/m².

Tabelkę tą obliczono wg. równania:

$$\eta N = \frac{Q}{75}\left[a\sqrt{p} + b\frac{p}{V} + c\frac{V^2}{\sqrt{p}}\right]$$

Jeżeli opór profilu śmigi jest dostatecznie mały (co zwykle ma miejsce) to część rotoru otrzymuje od sił aerodynamicznych więcej momentu obrotowego, niż potrzeba do pokonania oporów profilu.

Zatem rotujący rotor autożyra, jeśli jego moment obrotowy jest równy zeru, pracuje częściowo jako śmigło.

Jednak teorja śmigła nie daje się tutaj zastosować ponieważ rotor pracuje przeważnie poza granicami ważności tej teorji.

Glauert (R&M 1026) i Lock (R&M 1014) określili charakteryterystyczne krzywe dla rotoru autożyra, poza granicami ważności teorji śmigła, w zależności od dwóch parametrów „f" i „F".

Aby rachunkowo uchwycić pracę elementu śmigi używają oni wzoru znalezionego na drodze doświadczalnej, określającego stosunek między „f" i „F".

Z teorji wirowej śmigła wynika, iż pole szybkości określone pierścieniami o promieniach r i $(r + dr)$ i dwoma płaszczyznami położonemi bardzo blisko przed i za płaszczyzną śmigła—jest całkowicie określone, szybkością kątową śmi „ω" i przez średnią osiową składową szybkości V_a — na rozpatrywanym pierścieniu.

To przybliżenie bardzo dobrze zgadza się za wyjątkiem bezpośredniego sąsiedztwa końców śmig.

Można z tego wyliczyć wypadkowe siły na danym elemencie śmigi.

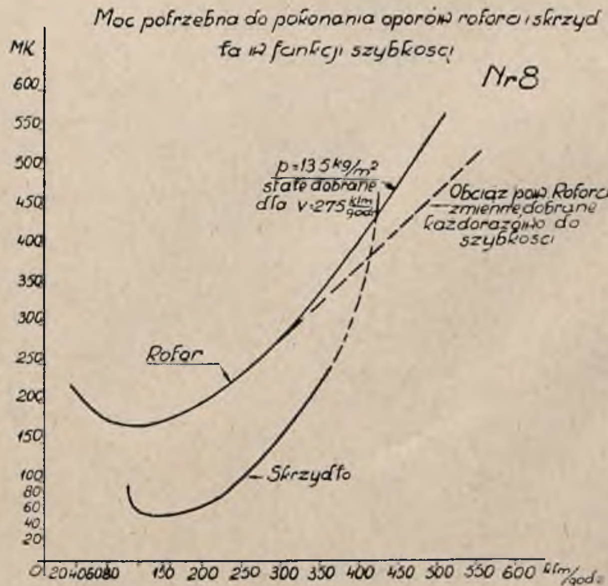
V km/godz.	250	275	300	350	400	450	500	
P opt. kg/m²	11,5	13,5	16	21,7	28,7	36,5	44,7	Najkorzystniejsze obciążenie
Moc potrzebna do lotu Popt.	234	256	280	328	375	422	468	KM.
Moc potrzebna do lotu dla p = 13,5 kg/m²	236	256	282	340	405	483	462	MK.

Z wykresu Nr. 8. wykonanego na podstawie powyższej tabelki widzimy natychmiast, iż szybkość przy której rotor autożyra zaczyna być korzystniejszy od skrzydła obraca się w granicach od 400 do 450 km/godz. czyli jest to jak na razie dopiero, o ile chodzi o szybkość użytkową, rzeczą przyszłości. Widać też wyraźnie korzyść odpowiedniego doboru obciążenia powierzchniowego rotoru. Przy szybkości około 400 km/godz. zaczyna już znikać przewaga skrzydła nad rotorem a powyżej 450 km/godz., mamy już zdecydowaną przewagę rotoru. Natomiast poniżej 400 km/g. skrzydło wykazuje przewagę i to tem większą im mniejszą jest moc silnika i mniejsza szybkość samolotu. Przy słabym silniku (100 MK.) jak widzieliśmy przewaga ta objawia się w szybkości około 20%.

3) Jedna z bardzo ważnych cech autożyra, które odróżnia je zasadniczo od normalnego samolotu, jest możność pionowego lądowania a zatem możliwość istnienia szybkości postępowej przy lądowaniu równej zero.

Zajmiemy się bliżej tym problemem:

Jak wiadomo rotor autożyra jest wiatrakiem obracającym się swobodnie pod wpływem wypadkowych sił aerodynamicznych — przy ruchu postępowym lub opadającym całem maszyny.



Oznaczmy przez dP elementarną siłę nośną (ciągu) śmigi, zaś przez V szybkość postępową śmigi. Według teorji pól wirowych mamy:

$$F = (4 \pi \rho V_a^2 r) \frac{dP}{dr} \quad \text{oraz} \quad . \quad . \quad . \qquad (18)$$

$$\frac{V_a}{V} = (1 - F) \quad . \quad . \quad . \qquad (19)$$

to równanie jest jednak tylko tak długo ważne jak długo możliwe jest tworzenie się normalnych strug powietrza.

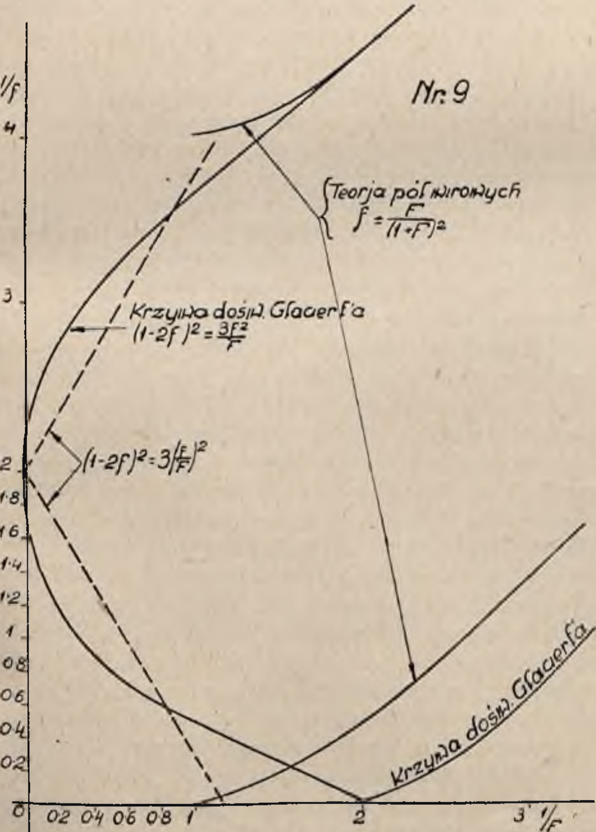
Dla dostatecznie małych V_a (dodatnie lub ujemne) równanie to przestaje obowiązywać.

Jednak w tym zakresie wyrażenie dla szybkości osiowej V_a znaleziono doświadczalnie.

Te dane doświadczalne (Lock i Glauert), które uzyskano przez matematyczne interpretacje wyników badań nad śmigłami, posłużyły do wykreślenia krzywej empirycznej, która podaje stosunek między $1/f$ i $1/F$, przyczem:

$$f = (4 \pi \rho v r) \frac{dP}{dr} = \frac{V_a^2}{V^2} F \quad . \quad . \quad . \qquad (20)$$

gdzie f i F są współczynnikami siły nośnej danego elementu w odniesieniu do V i V . Wykres Nr. 9.



Jeżeli (na wykr. 9) $1/f = 0$ mamy wtedy $V = 0$ podczas gdy $1/F$ osiąga wartość graniczną między $1'0$ (podług teorji wirowej śmigła a $2'0$ (według doświadczalnych danych Glauerta).

Jeżeli $1/F$ rośnie poza tę granicę to V_a i V mają znaki odwrotne i otrzymujemy „stan wiru pieścieniowego" aż do $1/F = 0$.

Wtym punkcie $V_a = 0$, zaś $1/f$ osiąga określoną wartość ($= 2$ wg. Glauerta i Locka).

Wg. doświadczeń Glauerta dane dla części doświadczalnej krzywej są następujące:

1/F	0	0·25	0·5	0·75	1
1/f	2·80 2·00	1·08 2·87	0·80 3.17	0·60 3·41	0·50 3·63

Obszar w którym pracuje rotor autożyra przy pionowem opadaniu znajduje się przy $1/F < 1$. Dla rachunku niezbędnem jest znać związek między f i F w możliwie prostej formie, wygodnej do obliczeń.

Bardzo dobre przybliżenie do krzywej doświadczalnej znalezionej przez Glauerta daje równanie:

$$(1 - 2f)^2 = \frac{3 f^2}{F} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \qquad (21)$$

Jednak dla naszych celów dostatecznie dokładna będzie forma:

$$(1 - 2f)^2 = \frac{3 f^2}{F^2} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \qquad (22)$$

(linje kreskowane na wykresie 9-tym)

To równanie odznacza się dużą łatwością w użyciu.

Wg. równania 98 pracy cytowanej na początku niniejszego artykułu mamy:

$$F = \frac{\sigma \cdot \delta}{8 s^3} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \qquad (23)$$

gdzie σ jest jak wiadomo „pełnością" przekroju i wynosi od 0,2 do 0,04, $\delta = 0{,}012$ jest średnim oporem profilu śmigi zaś $s = \frac{1}{3} \left\{ \sqrt{\Theta^2 + \frac{3}{2} \delta} - \Theta \right\} = 0{,}22$ dla $\Theta = 2^0$ (kąt zaklinowania śmig)

Również: $s = \frac{u}{\omega R} = \frac{\text{szybk. osiowa prostop. do pow. rotoru}}{\text{szybkość obwodowa końca śmig}}$

Zatem mamy:

$$F = 70{,}4\, \sigma \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \qquad (24)$$

czyli

σ		0,2	0,1	0,07	0,05	0,04
F		14	7	4,9	3,5	2,8
1/F	0	0,0715	0,143	0,204	0,286	0,357

Odpowiednie f i 1/f znajdujemy z wykresu 9.

1/f	2	2,5	2,68	2,78	2,91	3,0
f	0,5	0,4	0,373	0,36	0,344	0,333

Szybkość opadania pionowego wynosi:

$$w = \sqrt{\frac{p}{2 \rho f}} = \frac{1}{\sqrt{2\rho}} \sqrt{\frac{p}{f}} = 2\sqrt{\frac{p}{f}} \quad . \quad (25)$$

dla $\sigma = 0{,}2$, $f = 0{,}4$ czyli $w = \frac{2}{\sqrt{0{,}4}} \sqrt{p} = 3{,}16 \sqrt{p}$ m/sek.

dla $\sigma = 0{,}04$, $f = 0{,}333$ czyli $w = \frac{2}{\sqrt{0{,}333}} \sqrt{p} =$

$= 3{,}46 \sqrt{p}$ m/sek.

Gdyby rotor zachowywał się jak spadochron o tej samej powierzchni natenczas $f = 0{,}3$ czyli otrzymalibyśmy $w = \frac{2}{\sqrt{0{,}3}} \sqrt{p} = 3{,}65 \sqrt{p}$ m/sek. Dokładniejsze rozważania teoretyczne prowadzą do wniosku, iż wartość „w" dla rotoru autożyra można zmniejszyć w stosunku conajmniej 0,9 czyli ostatecznie

$$w = 0{,}9 \cdot 2\sqrt{p} \frac{1}{\sqrt{f}} = 1{,}8\sqrt{p} \frac{1}{\sqrt{f}} \quad . \quad (26)$$

W praktyce jednak wartości te są jeszcze niższe i to dość znacznie, gdyż dochodzi do tego opór kadłuba, płaszczyzn ogonowych, podwozia i t. d. prócz tego opór safego rotoru przy pionowem opadania zdaje się być wyższy niż to wypada z teoretycznych założeń. Można zatem z pewnością ustalić, iż praktyczna szybkośl pionowego opadania wynosi około 0,7 szybkości teoretycznej, podanej w równaniu 26.

Dane doświadczalne i teoretyczne dają zatem miarę działania hamującego opadającego rotoru. Jeżeli porównamy opór opadającego spadochronu do oporu opadającego rotoru:

$$C_x = \frac{2P}{R^2 \Pi \rho w^2} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (27)$$

to przekonamy się, iż opór ten dla pełnej płyty (spadochronu) wynosi

$$C = 1{,}2$$

zaś dla rotoru wartość ta obraca się w granicach 1,7 do 2,0.

Wrawdzie Lock (R & M 885, 1923 r.) w swej pracy nad śmigłami o małym skoku dowodzi, iż opór śmigła, obracającego się przy momencie obrotowym równym zeru, jest równy oporowi płaskiej jednolitej i nieprzepuszczalnej płyty, jednak późniejsze badania wykazały nieprawdziwość tego twierdzenie, co przyznaje sam Lock w swej następnej pracy (R & M 1014, 1925) . Glauert (R & M 1111, 1926 r.) podaje dla rotoru autożyra wartość $C_x = 2$ opartą na fakcie, że średnia wartość dla f musi być mniejsza od 0,5 w odniesieniu do całej płaszczyzny rotoru, czyli że przeciętnie kierunek przepływu powietrza przez płaszczyznę rotoru skierowany jest w górę.

Przyjmując wartość $C_x = 1{,}7$ jako średnią praktycznie osiągalną dla rotoru, otrzymamy szybkość opadania:

$$w = \sqrt{\frac{2P}{R^2 \pi \rho C_x}} \quad . \quad . \quad . \quad (28)$$

a ponieważ: $\frac{P}{R^2 \Pi} = p$

zatem: $$w = \sqrt{\frac{2p}{\rho C_x}} \simeq \sqrt{\frac{16p}{C_x}} = 4\sqrt{\frac{p}{C_x}} \quad (29)$$

dla $C_x = 2$ mamy $w = 2{,}84 \sqrt{p}$

dla $C_x = 1{,}7$ mamy $w = 3{,}08 \sqrt{p}$

Wartości te prawie dokładnie zgadzają się z wartościami wyliczonymi z równania 26.

Dla naszego przykładu autożyra o słabej focy otrzymamy zatem szybkość opadania $w = 2{,}84 \sqrt{4{,}88} = 6{,}3$ m/s.

(Bierzemy tu naumyślnie wartość $C_x = 2$ ponieważ przy pionowem opadaniu znaczną rolę odgrywa opór pozostałych części autożyra, jak kadłub i t. p.).

Dla drugiego przykładu autożyra szybkiego będziemy mieli:

$$w = 2{,}84 \sqrt{13{,}5} = 10{,}4 \text{ m/sek.}$$

Jak widać szybkość ta jest już dość znaczna, jednak jest to szybkość opadania ściśle pionowo, co rzadko się praktykuje.(do lądowania normalnie schodzi się pionowo jednak przed samą ziemią zmniejsza się kąt natarcia rotoru wprowadzając autożyro w lot ślizgowy, tak że samo zetknięcie się z ziemią odbywa się przy znacznie mniejszej szybkości pionowej. Pionowe zetknięcie się z ziemią praktykuje się jedynie w razie koniecznego lądowania na niezmiernie małym terenie, przyczem niedoświadczonefu pilotowi może grozić uszkodzenie podwozia).

Istniejące typy autożyra przy obciążeniach leżących w granicy 10 do 11 kg/m² wykazują praktyczne szybkości pionowego opadania około 5 do 6 m/sek. co nie jest wartością zbyt dużą.

4. *Nowe konstrukcje.* Do niedawna autożyro przypominało normalny dolnopłat wolnoniosący, o małej powierzchni nośnej, zaopatrzony w rotor, który umocowany był sztywno na piramidzie, sterczącej w kadłubie.

Autożyro które rozwinęło się w epoce gdy samolot przedstawiał już skończony i względnie dojrzały twór, z konieczności podlegało przemożnym wpływom tego ostatniego w swej rozwojowej ewolucji. Dlatego też pierwsze autożyra a nawet i późniejsze ich typy ewolucyjne zaopatrzone były w stery normalnego samolotu t. j. w statecznik i ster kierunkowy, w statecznik i ster wysokości oraz w lotki, które początkowo sterczały z obu boków kadłuba wysunięte na długich drążkach — później zaś tworzyły całość z małym płatem nośnym, na podobieństwo normalnego samolotu (Rys. 10). Sterowanie takiego autożyra w locie odbywało się analogicznie jak normalnego samolotu, za pomocą orczyka i drążka sterowego, podczas gdy rotor osadzony sztywno na piramidzie, wirował samoczynnie w stałej (w przybliżeniu) płaszczyźnie, niezależnie od pochylenia całej maszyny. Sterowanie tego rodzaju doskonale nadające się do normalnego samolotu — było specjalnie niewygodne dla autożyra — ze względu na konieczne cechy jego wyważenia i na małe szybkości lotu możliwe do uzyskania. Wyważenia autożyra dokonywano w ten sposób, iż, jego środek ciężkości znajdował się około 50 do 100 mm z przodu, przed osią geometryczną rotoru. Wyważenie autożyra winno być zarówno dynamiczne jak i statyczne. Wyważenie dyna-

miczne, t. j. takie, które występuje w locie, polega na równowadze sił aerodynamicznych rotoru i opierzenia poziomego oraz ciężaru całego autożyra. Wyważenie takie łatwe do urzeczywistnienia podobne jest w zasadzie do wyważenia normalnego samolotu — dając w czasie lotu pewną siłę (naogół ujemną) na opierzeniu poziomem, która wraz z ciężarem maszyny równoważy się wyporem rotoru. Podobnie zrównoważone są i momenty około środka ciężkości.



Rys. 10.

O wiele trudniejsze do urzeczywistnienia jest wyważenie statyczne — konieczne podczas pionowego opadania autożyra. Nie wystarcza tutaj sam fakt, iż rotor jako powierzchnia izolowana jest sam dla siebie płaszczyzną samostateczną — gdyż wtedy środek ciężkości całej maszyny musiałby się stale znajdować na linji ciągu rotoru.

Podczas pionowego opadania „płaszczyzna" rotoru ustawiona jest pod dużym kątem do poziomu. Otóż wyważenie autożyra musi być tego rodzaju, by przy dużym kącie natarcia oś ciągu rotoru przechodziła przez środek ciężkości całej maszyny, dając w ten sposób równowagę statyczną. Tego rodzaju sterowanie jakkolwiek pozwalało przy odpowiedniem wyważeniu na bardzo strome opadanie, to jednak nie rozwiązywało sprawy samego sterowania, gdyż stery poziome z powodu bardzo małej szybkości, minimalnej, reagowały wolno i leniwie, maszyna podczas opadania była mało sterowana. Kilkuletnie próby i doświadczenia zmieniły zupełnie problem sterowania autożyra, dzięki radykalnemu zerwaniu z szablonem stosowanym na normalnych samolotach, co stało się jednak możliwe z powodu samostateczności powierzchni rotoru.

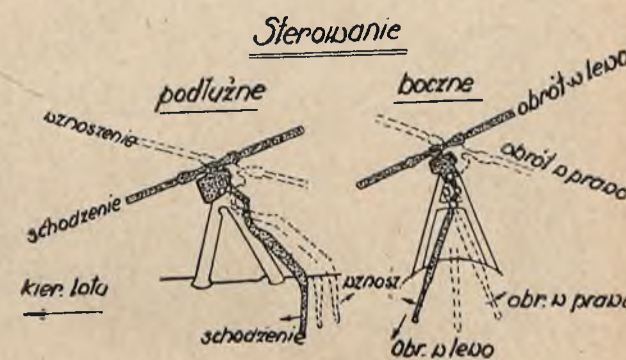
Mianowicie odrzucono zupełnie stery kierunkowe, stery wysokości i lotki wraz z podtrzymującym je skrzydełkiem, jako zupełnie zbędne.

Pozostał jedynie statecznik pionowy i poziomy, oba umocowane na stałe do kadłuba. Całkowite sterowanie dokonuje się dzięki umieszczeniu całego rotoru przegibnie na szczycie piramidy (do której dotychczas był przymocowany sztywno) w ten sposób, iż może się on wychylać na boki oraz do przodu i do tyłu (Rys. 11).

Sterowanie następuje zatem przez wychylanie płaszczyzny rotoru na boki — co zastępuje dawne wychylenie lotek i steru kierunkowego, wzgl. przez wychylenie płaszczyzny rotoru do przodu lub do tyłu, co zastępuje dawne działanie steru głębokości.

To wychylanie rotoru odbywa się za pomocą drążka sterowego, biegnącego w dół do kabiny pilota, od rotoru.

Zalety takiego sterowania są ogromne. Kłówną jego zaletą jest czułość sterowania na wszystkich nawet najmniejszych szybkościach, gdyż ruch obrotowy rotoru jest prawie jednostajny, niezależny od szybkości postępowej, tak że sterowanie rotorem możliwe jest nawet przy pio-



Rys. 11.

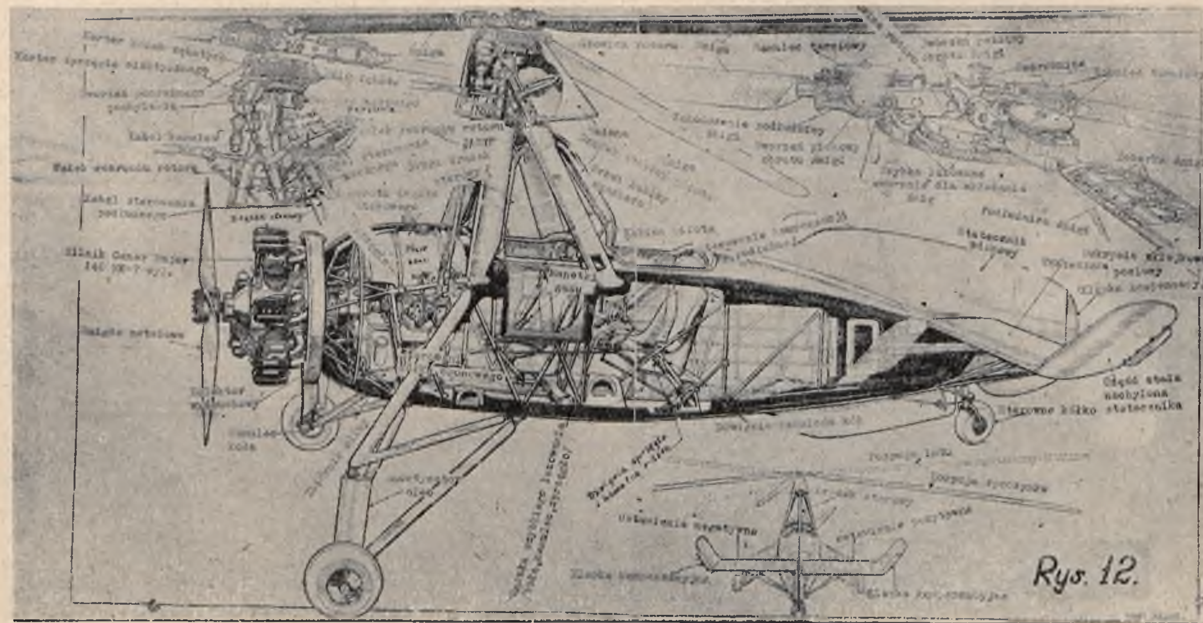
nowem opadaniu autożyra. Również lot na bardzo małych szybkościach jest całkowicie umożliwiony, tak że minimalna szybkość pozioma wynosi przeciętnie około 24 km/godz. Zwiększa to niepomiernie bezpieczeństwo w czasie lotu przy mglistej pogodzie i słabej widoczności, lub przy nisko leżących chmurach. Wskutek małej szybkości można zawczasu zauważyć wszelkie przeszkody i wybrać dogodne miejsce lądowania.

Dalszą zaletą nowego sterowania jest znaczne uproszczenie samego sterowania i mechanizmu sterującego. W czasie lotu pilot ma jedynie do czynienia z jednym drążkiem sterowym, którym całkowicie obsługuje maszynę w locie. Pewną komplikację konstrukcji wywołuje konieczność pochylania rotoru we wszystkich kierunkach, jednak komplikacja ta jest nieznaczna wobec olbrzymich korzyści, jakie zapewnia.

Sama konstrukcja rotoru uległa również znacznej ewolucji. Jak widzimy na rys. 10 śmigi rotoru podwieszone były pierwotnie linkami, jakoteż połączone linkami między sobą, celem zapewnienia równomiernego ich odstępu. Obecnie oba rodzaje linek zostały skasowane, co znacznie zmniejszyło opory rotoru. Celem uniemożliwienia opadnięcia śmig po zatrzymaniu rotoru na ziemi, znajdują się w głowicy rotoru odpowiednie oporniki, zaś aby uniemożliwić śmigom nadmierne wahanie się, w ich własnej płaszczyźnie obrotu, mamy na osi pionowej obrotu śmigi odpowiednie hamulce tarciowe (rys. 12).

Prócz tego śmigi urządzone są w ten sposób, iż z łatwością można je składać do tyłu, co znakomicie ułatwia hangarowanie (Rys. 13).

Zawieszenie śmig musi być jak wiadomo z teorji, tego rodzaju, by umożliwić im swobone wychylanie się w górę i w dół, prócz tego muszą śmigi posiadać — jak wy-

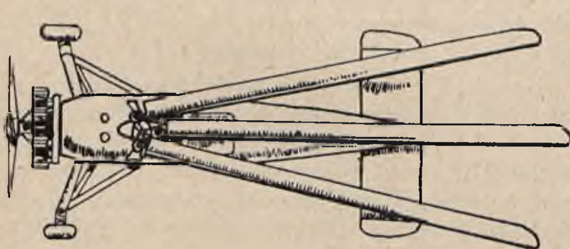


Rys. 12.

kazała praktyka — pewną swobodę wychylania się w swej własnej płaszczyźnie obrotu.

Odległość między osią obrotu rotoru a sworzniem poziomym, dookoła którego waha się śmiga w górę i w dół winna być jaknajmniejsza.

Oś sworznia pionowego natomiast, dookoła którego śmiga porusza się w swej płaszczyźnie obrotu winna być w pewnem oddaleniu od osi rotoru, tak by siła odśrodkowa śmigi miała pewien moment w stosunku do tej osi,



Rys. 13.

by utrzymać śmigę w jej własnem względnem położeniu w płaszczyźnie obrotu.

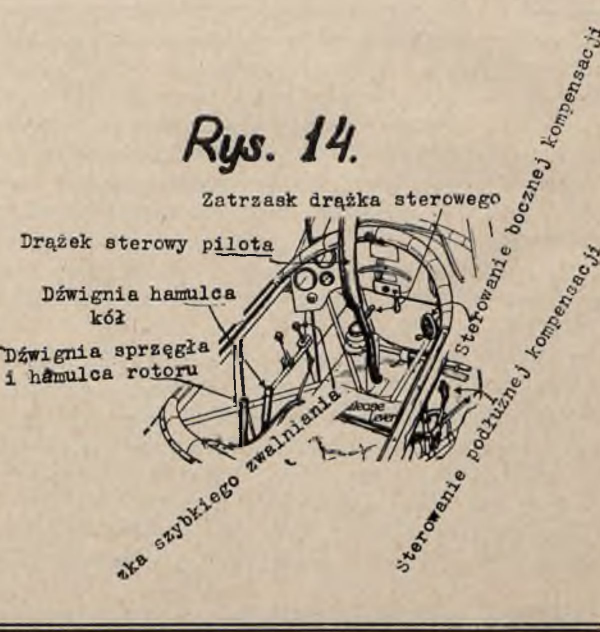
Gdyby oś sworznia pionowego leżała zbyt blisko osi rotoru, śmiga byłaby niestateczna w swej własnej płaszczyźnie obrotu, gdyby leżała zbyt daleko, to siły i momenty gnące działające na śmigę rosłyby zbytnio.

Odległość ta zależy w dużym stopniu od wielkości maszyny, ciężaru śmigi, ilości obrotów rotoru i waha się w dość szerokich granicach od 80 do 250 mm.

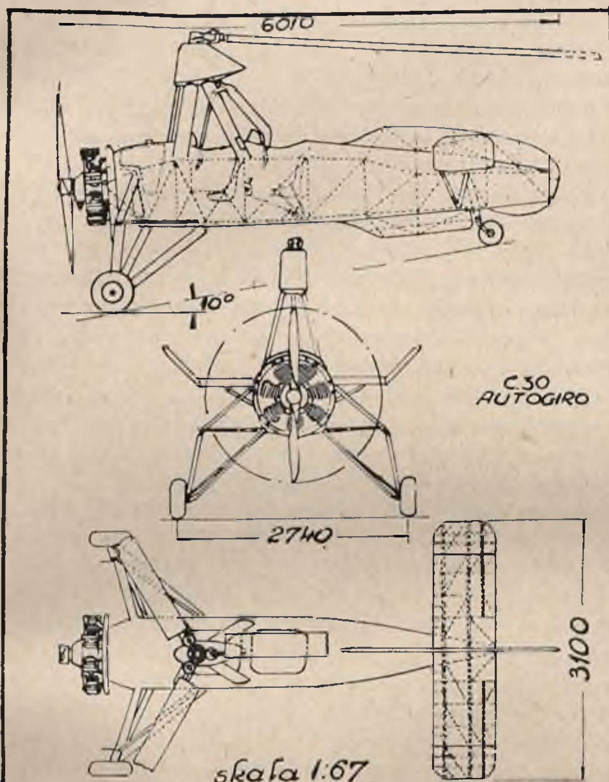
Śmigi rotoru muszą być wzajemnie doskonale i dokładnie wyważone.

Ponieważ osie poziome, około których śmigi wahają w górę i w dół nie leżą na osi obrotu rotoru, a wychylanie śmig są różne w zależności od ich położenia kątowego w płaszczyźnie obrotu — przeto siły odśrodkowe śmig nie przecinają się na osi geometrycznej rotoru lecz tworzą parę sił starającą się nachylić całą maszynę do rzeczywistej osi obrotu rotoru (nie geometrycznej). Śmigi zatem tworzą w przestrzeni stożek, którego oś nie jest zgodna z osią geometryczną rotoru, a para sił, o której była mowa powyżej, daje t. zw. moment centryfugalny, którego wyważenie praktykuje się w ten sposób, iż oś geometryczną rotoru nachyla się nieco w odpowiednim kierunku (ok. 2^0 do $2{,}5^0$) lub przesuwa się nieco w bok, lub wreszcie stosuje się oba te sposoby równocześnie i to w ten sposób, iż nachylona geometryczna oś rotoru przecina płaszczyznę symetrji kadłuba w płaszczyźnie umocowania śmig.

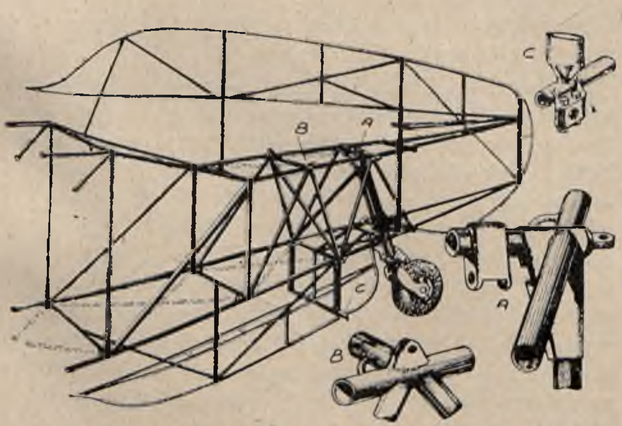
Rotor zaopatrzony jest zawsze w hamulec sterowany przez pilota, celem umożliwienia mu zahamowania rotoru zaraz po wylądowaniu. Nowoczesne maszyny mają rozruch rotoru wprost od silnika za pomocą przeniesienia wałkiem kółkami zębatymi i sprzętem. Start takiej maszyny jest znacznie krótszy i stromy. Rys. 14 poka-



zuje nam wnętrze kabiny pilota. Orczyk w locie nieużywany, służy do sterowania kółka ogonowego na ziemi. Po lewej ręce pilota mamy dwie dźwignie, przednią do napędu hamulca kół i tylnią napędzającą jednocześnie sprzęgło wału rozruchowego rotoru oraz hamulec rotoru. Prócz tego mamy tam rączkę luzującą jednocześnie hamulec kół i wyłączającą sprzęgło wałka rozruchowego rotoru. Rączkę tę uruchamiamy po osiągnięciu przez rotor przepisanych obrotów, bezpośrednio przed startem. Z prawej strony pilota mamy rączki napędu klapek kompensacyjnych statecznika pionowego i poziomego. Bezpośrednio przed pilotem znajduje się drążek sterowy, biegnący od rotoru. Drążek ten w czasie startu należy unieruchomić, do czego służy specjalny zatrzask. Okazało się to potrzebne celem uniemożliwienia gwałtownych ruchów rotoru przy starcie.



Rys. 15



Rys. 16

Rys. 15 przedstawia nowoczesne autożyro C. 30 w trzech rzutach, zaś rys. 16 charakterystyczną konstrukcję ogona tej maszyny, pozbawionej zupełnie sterów i zaopatrzonej jedynie w stateczniki. Konstrukcja kadłuba i stateczników jak widzimy spawana z rur stalowych.

Charakterystyki autożyra C. 30 są następujące:

Wymiary.	
Średnica rotoru	11,28 m
Całkowita wysokość	3,36 „
Całkowita długość	6,01 „
Rozstęp kół	2,74 „
Rozpiętość statecznika poziomego	3,10 „
Długość ze złożonemi śmigami	7,20 „
Rozpiętość złożonych śmig	3,05 „
Powierzchnie.	
Powierzchnia całkowita rotoru	100 m²
Powierzchnia trzech śmig 3 × 1,45 =	4,35 m²
zatem σ = 0,0435	
Powierzchnia statecznika poziomego	1,45 m²
Powierzchnia obu zagiętych końców statecznika	0,84 m²
Powierzchnia statecznika pionowego górnego	1,20 m²
Powierzchnia statecznika pionowego dolnego	0,38 m²
Ciężary.	
Samolot pusty	553 kg
Załoga (dwóch ludzi)	150 „
Benzyna	80 „
Oliwa	14,5 „
Bagaż	18,5 „
Ciężar całkowity w locie	815 kg
Wyczyny w locie (z silnikiem Genet-Major 140 MK 2200 obr.).	
Szybkość maksymalna lotu poziomego	180 km/godz.
Szybkość podróżna	155 km/godz.
Szybkość minimalna	23,5 „
Szybkość lądowania	0 „
Długość startu	15 m
Długoś wybiegu przy lądowaniu	0 m
Szybkość wznoszenia się przy ziemi	3,8 m/sek.
Pułap praktyczny	4 000 m

Jak widać maszyna ta odznacza się dobrą szybkością jak na 140-to konny silnik (bez cowlinga) oraz właściwościami w zakresie startu i lądowania jakoteż minimalnej szybkości, daleko wykraczającymi poza możliwości normalnego samolotu.

Rys. 17 pokazuje nam fotografję tego autożyra w locie.

Bardzo ważnym postępem w konstrukcji autożyra było umożliwienie zapuszczania rotoru od silnika. Rotor pochłaniając przy zapuszczaniu mały ułamek mocy silnika, może być w czasie około 20 lub 30 sekund rozruszany na obroty pozwalające najkorzystniejszy start. Umożliwia to szybki i krótki start, co jest rzeczą bardzo ważną dla

tego typu maszyny. Zalety jakie dają ostatnio wprowadzone ulepszenia do konstrukcji autożyra są jak widzimy znaczne i dalsza ewolucja w tym kierunku zapewni w ciągu kilku najbliższych lat potężny rozwój tego rodzaju maszyn latających. Ulepszenia te są niewątpliwie najbardziej doniosłe od czasu zastąpienia sztywno umocowanych śmig rotoru, śmigami zawieszonymi na przegubach. Jednak dopiero zastosowanie przegubowego umocowania całego rotoru (przeguby śmig pozostały oczywiście jak poprzednio) skierowało rozwój autożyra na właściwe tory.

Poniżej podajemy zalety i wady rotoru sztywno zamocowanego na piramidzie.

Do zalet należy:

1) Zanulowanie efektu żyroskopowego, dzięki przegibnemu umocowaniu śmig.



Rys. 17

2) Siła nośna co do swego kierunku jest prawie zgodna z osią rotoru i przechodzi przez stały punkt na tejże osi.

3) Dla wszelkich zmian chwilowych szybkości powietrza i zmian kąta natarcia, odpowiednia zmiana środka parcia powoduje powstawanie momentu stabilizacyjnego — co czyni rotor samostatecznym w swej płaszczyźnie obrotu i to w jednakim stopniu dla wszystkich płaszczyzn przechodzących przez jego oś.

4) Chwilowy wzrost wyporu (wskutek gwałtownych uderzeń powietrza) jest ledwie odczuwalny dla załogi. Ilość obrotów rotoru zostaje bowiem stała, śmigi jednak unoszą się w górę, przyjmując miękko uderzenia, a ten ruch śmig zmniejsza automatycznie ich kąt natarcia, a zatem i nośność. Rotor jest zatem pewnego rodzaju elastycznem zawieszeniem maszyny w powietrzu i daje samoregulującą się siłę nośną.

5) Autożyro, praktycznie biorąc, nie podlega wahaniom około osi poprzecznej ani podłużnej. Ruchy około środka ciężkości są natychmiast amortyzowane przez rotor. Wbrew rozpowszechnionej wśród laików opinji, nie podlega autożyro ruchom wahadłowym w czasie lotu.

6) Co do wytrzymałości to można dokładnie wyznaczyć rachunkiem siły w śmigach rotoru, jakoteż chwilowe siły działające na rotor przy brutalnem sterowaniu.

7) Śmigi rotoru będące w ogólności skrzydłami bijącymi (ruch złożony z ruchu obrotowego po tworzącej stożka z ruchem postępowym) dają w rzeczywistości prawie stałą ilość obrotów (w granicach 10%) dla wszystkich szybkości lotu. Ilość obrotów wzrasta przy małym kącie natarcia (duże szybkości) ponieważ wzrasta ruch bijący śmig.

Do wad sztywnego zawieszenia rotoru należy zaliczyć:

8) Skuteczność sterów jest zależna od szybkości postępowej maszyny, tak że na małych szybkościach działanie sterów było przy maszynach tego typu niezmiernie słabe i nie pozwalało wyzyskać dostatecznie możliwości rotoru.

9) Nie można było zbytnio zadrzeć maszyny, co jest koniecznem dla krótkiego startu, przez co rozbieg był znacznie dłuższy.

10) Start i lądowanie było dość delikatne przy gwałtownym wietrze, z powodu dużych kątów natarcia rotoru względem ziemi.

Rotor zawieszony przegibnie, zachowując *wszystkie* dodatnie strony poprzedniego, nie posiada jego dawnych wad.

Opierzenie poziome ze względu na samą równowagę podłużną okazało się zbędne, jednak zachowane zostało ono w nowych konstrukcjach, w formie statecznika, by zanulować własną niestateczność kadłuba.

Również zniesiony został ster kierunkowy, pozostawiono jedynie statecznik pionowy. Całe sterowanie zostało przeto znakomicie uproszczone, a wszelkie błędy odpadają automatycznie. Sterowanie bezpośrednie daje zawsze poprawny wiraż, autożyro przybiera automatycznie pożądane pochylenie i na odwrót nie można pochylić aparatu na bok bez jednoczesnego wykonania wirażu.

Główną zaletą sterowania bezpośredniego (rotorem) jest jego całkowita niezależność od szybkości, albowiem moment w odniesieniu do środka ciężkości maszyny jest równy iloczynowi z ciężarem aparatu, odległości punktu wychyleń rotoru od środka ciężkości razy sinus kąta wychylenia. Dla tego samego wychylenia drąka sterowego otrzymujemy zawsze ten sam efekt bez względu na szybkość postępową, nawet gdy ta szybkość jest równa zeru, czyli podczas opadania pionowego.

Przy starcie nadaje się rotorowi duży kąt natarcia w stosunku do kadłuba dzięki czemu można uzyskać kąt odpowiadający najmniejszej szybkości, co skraca długość toczenia się do kilku metrów.

Podczas lotu odrzuty na drążek sterowy są bardzo małe i można je zanulować za pomocą regulowanych sprężyn, co umożliwia puszczenie drążka sterowego w czasie lotu, na jakiejkolwiek szybkości. W nowych maszynach moment obrotowy silnika kompenzuje się za pomocą odmiennego nastawienia obu połówek statecznika poziomego, jednej w dół, drugiej w górę. W locie bezsilnikowym (opadanie) ustawienie to nie przeszkadza ponieważ wtedy właśnie szybkość jest bardzo mała. Bezpośrednie sterowanie daje też znaczną korzyść konstrukcyjną, przez ulżenie całej maszyny, zmniejszenie komplikacji i znaczne zmniejszenie oporów (brak skrzydeł z lotkami). Również widoczność uzyskujemy dzięki temu sterowaniu doskonałą, tak w górę jak i w dół.

Przyjrzyjmy się jeszcze na koniec temu czego można spodziewać się od autożyra w przyszłości — na dalszej drodze jego rozwoju, nie zapominając przytem, iż autożyro nieledwie wyszło ze swej epoki doświadczalnej i stan jego należałoby raczej porównać do stanu normalnego płatowca z przed wojny.

Wyniki dotychczas osiągnięte są już niezmiernie zachęcające na przyszłość, nawet jeżeli pominiemy tak zasodniczą sprawę jak bezpieczeństwo lotu i możność pionowego opadania.

Z drugiej strony jak już wykazaliśmy istnieje zupełnie realna możliwość zbudowania szybkiego autożyra, a maszyna tego typu, której szybkość ma przekroczyć 300 km/godz. jest w Anglji w trakcie budowy.

Prócz tego jest obecnie w opracowaniu i przygotowaniu konstrukcyjnem nowe niezmiernie doniosłe ulepszenie autożyra mające mu umożliwić „pionowy" start. Mianowicie przy pomocy bardzo prostego urządzenia będzie można nadać rotorowi podczas rozruchu, ilość obrotów znacznie większą niż ta, jaka jest normalnie potrzebna do lotu (startu). Następnie tak nagromadzoną energję zużyje się na podniesienie całej maszyny pionowo w górę, na przestrzeni zaledwie kilku metrów. Podczas tego wznoszenia się, autożyro pod wpływem ciągu śmigła nabierze szybkości poziomej i rozpocznie normalny lot. Nie potrzeba chyba wskazywać, jak niezmiernie doniosłem będzie rozwiązanie tego problemu. *Na przyszłość nie tylko pionowe lądowanie, ale i start z dowolnego miejsca „pionowo" w górę będzie możliwy — a z tą chwilą ziszczą się marzenia wielu, wielu ludzi, autożyro stanie się samolotem dla wszystkich i każdy człowiek będzie mógł łatwo i bez trudu przypiąć sobie skrzydła Icara.*

5. *Wnioski — przydatność do celów wojskowych.*

Zreasumujmy nasze dotychczasowe rozważania i wyciągnijmy z nich odpowiednie wnioski. Na podstawie tego co zostało już powiedziane możemy ustalić.

1) W obecnym stanie rozwoju autożyra możliwem jest zbudowanie maszyny, której szybkość pozioma byłaby tylko około 10% mniejsza od szybkości analogicznego samolotu.

2) Możliwem jest w przyszłości osiągnięcie dla autożyra szybkości tych samych i większych niż dla samolotu, dzięki stosunkowo wolnemu wzrostowi oporów rotoru z szybkością. Szybkość, przy której autożyro zaczyna przewyższać normalny samolot obraca się w granicach około 420 do 450 km/godz.

3) Minimalna szybkość lotu poziomego, obecnie istniejących typów wynosi około 23 do 28 km/godz., co ogromnie ułatwia podchodzenie do ziemi.

4) Możliwe jest opadanie ściśle pionowe, przyczem szybkość opadania proporcjonalna jest do drugiego pierwiastka z obciążenia powierzchniowego i waha się dla obecnie istniejących typów, w granicach 4 do 6 m/sek.

5) Możliwość pionowego startu — w przyszłości, co umożliwi szerokie zastosowanie autożyra jako środka komunikacji.

6) Ponieważ maksymalna „finesse' występuje dla autożyra przy maksymalnej szybkości (co nigdy nie ma miejsca w normalnym samolocie), szybkość wznoszenia się jest dla autożyra mniejsza niż dla analogicznego samolotu, jakkolwiek kąt toru wznoszenia się jest znacznie stromszy.

8) Łatwość pilotażu — nie ma niebezpieczeństwa błędnego pilotażu.

9) Możność lądowania na bardzo małych terenach.

10) Wskutek znacznego uproszczenia konstrukcji, dzięki zastosowaniu bezpośredniego sterowania, ciężar pustej maszyny jest około 20 do 30% mniejszy od ciężaru analogicznego samolotu, przyczem cena jest niższa.

11) Łatwość hangarowania z powodu możności bardzo szybkiego składania śmig rotoru.

Pod względem wojskowo-taktycznym:

12) Niemożność wykonywania niektórych akrobacji, jak korkociąg, ślizg na bok i innych związanych z utratą szybkości.

13) Nierozwiązany dotychczas i bardzo trudny problem obstrzału w górę.

14) Doskonała widoczność w górę i w dół jakoteż bardzo dobra zwrotność.

Wnioski jakie możnaby wysnuć z powyższego dadzą się streścić jak następuje:

Autożyro w obecnym swym stanie nadaje się do niektórych celów wojskowych, przyczem jest rzeczą pewną, iż zajmie ono wkrótce należne mu miejsce obok normalnego samolotu. Manewry w Anglji wykazały, iż autożyro znakomicie nadaje się jako samolot łącznikowy i obserwacyjny. Pozwala ono dowódzcy oddziału w ciągu kilku minut zdać sobie sprawę z natury terenu, z sytuacji wojsk własnych i nieprzyjacielskich — a częstokroć może służyć do regulacji ognia artylerji. Dla marynarki autożyro służy doskonale jako ochrona transportów, odnajduje i niszczy miny podwodne , tropi łodzie podwodne. Służy jako łącznik między lądem a okrętem i t. p.

O możliwościach użycia autożyra dla celów wojskowych pisze gen. Niessel (b. francuski minister lotnictwa) w czasopiśmie L'Air z dn. 1 stycz. 35 r. (Le combat ae'rien — les applications des appareils modernes), co następuje:

„Samoloty łącznikowe winny być lekkie, zwrotne z silnikami o średniej mocy, mogące lądować prawie wszędzie, by zapewnić łączność między szefami sztabów wzgl. oddziałami, których łączność lądowa byłaby trudna lub niemożliwa. Samoloty te latałyby nisko, zaś ich obroną na wypadek ataku byłoby szybkie lądowanie przedtem nim atak taki mógłby być wykonany. Autożyro z pewnością powołane jest do tego, by oddać w tej dziedzinie wielkie usługi, jak to już ma miejsce w Anglji".

Głos ten francuskiego generała jest bardzo charakterystyczny i dowodzi, iż na zachodzie kwestja użycia autoyra dla celów wojskowych jest poważnie brana w rachubę i już częściowo urzeczywistniona.

Doskonale nadaje się autożyro również jako samolot transportowy lub sanitarny — zapewniający rannym maksimum wygody i bezpieczeństwa.

6) Zakończenie.

W krótkim rzucie oka przebiegliśmy obecny stan rozwoju autożyra zanalizowaliśmy jego możliwości w porównaniu do normalnego samolotu, oraz wskazaliśmy drogi, po których rozwój autożyra pójdzie w przyszłości. Na zakończenie należy zwrócić uwagę na jeszcze jedną ol-

brzymią dziedzinę możliwości autożyra, dziedzinę, w której będzie ono miało w bliskiej już przyszłości niewątpliwie najwięcej do powiedzenia, t. j, dziedzinę własności prywatnej w lotnictwie, turystyka, sport wreszcie szkolenie..

W dziedzinie tej autożyro dzięki swym olbrzymim zaletom, jak bezpieczeństwo i pewność lotu, możność pionowego startu i opadania, możność rozwinięcia bardzo małej szybkości, wreszcie łatwość pilotażu, taniość i łatwość utrzymania, odegra niewątpliwie pierwszorzędną rolę i stanie się w krótkim czasie popularną maszyną dla „szarego człowieka".

Dzień, w którym się to stanie będzie nowym tryumfem techniki. W dniu tym można będzie powiedzieć, że jak bracia Wright przypięli skrzydła ludzkości, tak Juan de la Cierva przypiął je pojedyńczemu człowiekowi.

Inż. KAZIMIERZ KAMIENOBRODZKI.

Samoczynny regulator ciśnienia ładowania na silniku Jupiter F VII

Silnik Jupiter F VII jest zaopatrzony w sprężarkę, której głównem zadaniem jest zapobieganie spadkowi mocy silnika w lotach na wysokościach nie przekraczających t. zw. wysokości nominalnej, która dla silnika Jupiter F VII wynosi 2750 m. ponad poziomem morza.

Silnik, który na wysokości 2750 m. rozwija moc około 490 KM., może na ziemi dać moc znacznie większą. Przeprowadzone próby i pomiary wykazały, że silnik Jupiter F VII może rozwinąć przy ziemi przy pełnem otwarciu przepustnicy i na maksymalnych obrotach moc około 720 KM. Jednak takie obciążenie silnika jest dla niego jeżeli nie wprost zabójcze, to w każdym razie wielce szkodliwe. Silnik skonstruowany na 490 KM nie może bez uszczerbku dla siebie rozwijać mocy o 50% większej od przepisanej. Widzimy więc, że koniecznem jest ograniczenie rozwijanej przez silnik mocy w lotach poniżej wysokości nominalnej.

Samoczynny regulator ciśnienia ładowania mieszanki ma właśnie za zadanie ograniczanie maksymalnej mocy silnika w lotach na wysokościach niższych od nominalnej; spełniając to zadanie wyręcza w swoim zakresie pilota, który musi przy silnikach niezaopatrzonych w regulator — stale obserwować manometr ciśnienia ładowania i uważać, żeby nie przekroczyć t. zw. nominalnego ciśnienia ładowania, które dla silnika Jupiter F VII wynosi — 34 gr/cm², co odpowiada bezwzględnemu ciśnieniu ładowania 735 mm. Hg.

Biorąc pod uwagę fakt, że obowiązki i zadania pilota w locie są niesłychanie wielkie, łatwo ocenimy wartość i znaczenie samoczynnego regulatora, który zwalnia pilota od czuwania nad grożącem niebezpieczeństwem przeciążenia silnika przy starcie i w lotach na małych wysokościach.

Jednakże z drugiej strony, musimy dobrze zdawać sobie sprawę z tego, że:

1. regulator jest mechanizmem bardzo czułym, ale i wrażliwym,

2. działając wprost na przepustnicę gaźnika wpływa bezpośrednio i bardzo silnie na pracę silnika,

3. regulator jest w naszem lotnictwie mechanizmem jeszcze bardzo młodym.

Wyżej przytoczone względy skłaniają mnie do opisania na tem miejscu konstrukcji regulatora oraz zasady jego działania, przyczem zwrócę szczególną uwagę na możliwe niewłaściwości lub defekty w pracy, przyczyny ich powstania oraz sposoby usunięcia.

Przypuszczam, że opis taki przyczyni się do dokładnego poznania konstrukcji regulatora, poznanie zaś mechanizmu, szczególnie jego słabych puntków, ułatwi obsługę, zapobiegnie wielu możliwym defektom, ułatwi odszukanie i usunięcie usterek a w efekcie końcowym zwiększy zaufanie pilota do tego mechanizmu, który razem z nim na płatowcu będzie samoczynnie współpracować w kontrolowaniu pracy silnika.

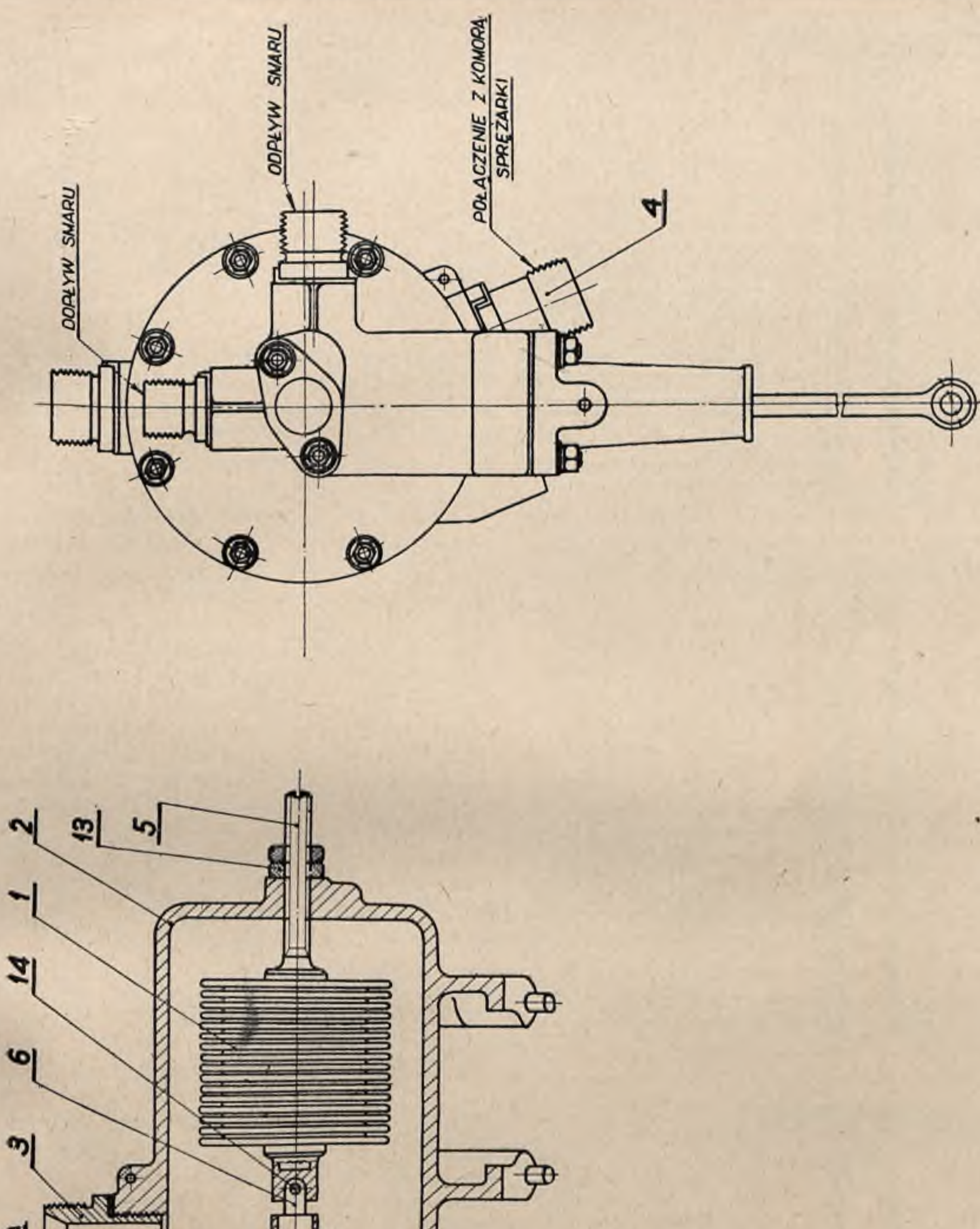
Dokładny opis konstrukcji oraz zasady działania regulatora, znajdą Czytelnicy w Przeglądzie Lotniczym r. 1931 Nr. 2 str. 128 i nast.

Korzystając z wyżej wymienionego opisu, przytoczę tylko pobieżnie główne elementy konstrukcyjne regulatora (patrz rys. 1).

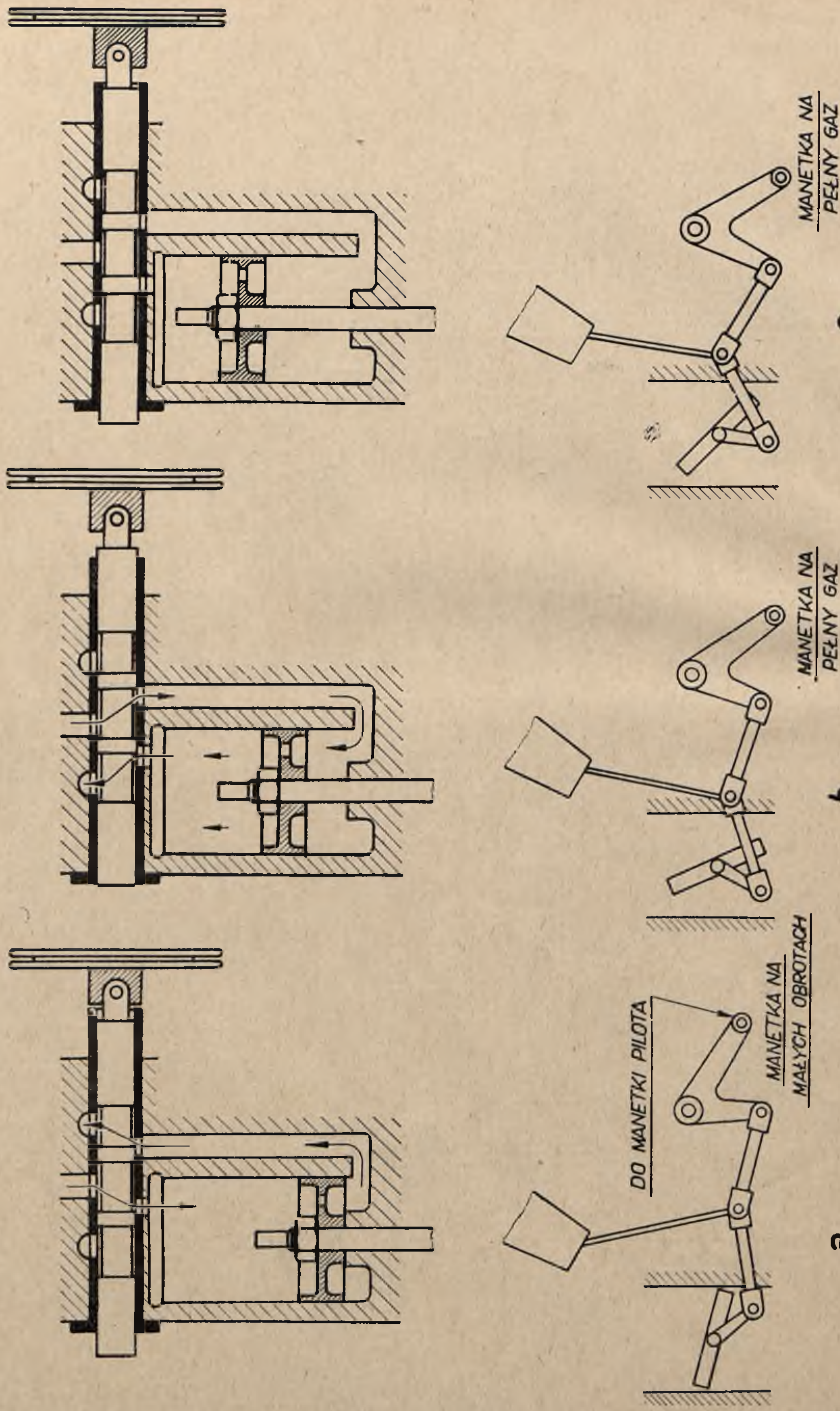
Membrana (1) w kształcie sprężystego mieszka jest umieszczona w cylindrycznym korpusie (2) połączonym dwoma przewodami (3 i 4) z komorą sprężarki. Membrana jest połączona ze śrubą nastawczą (5) ustalającą położenie membrany w korpusie oraz ze suwakiem sterującym (6) przesuwającym się w prowadnicy (7). Przez szczeliny prowadnicy i podtoczenia na suwaku, dostaje się smar pod ciśnieniem pompy oliwnej do cylindra (8) regulatora i przesuwa tłok (9) do góry lub ku dołowi, zależnie od położenia suwaka i kierunku przepływu smaru (p. rys. 2).

Ruch tłoka przenosi się przy pomocy wodzika (10) i małego korbowodu (11) na cięgło połączone pośrednio z manetką pilota oraz z przepustnicą. Tłok zaopatrzony jest u góry w zderzak (12) ograniczający ruch tłoka ku górze, a tem samem ograniczający przymknięcie przepustnicy wywołane ruchem regulatora.

Przy pomocy śruby nastawczej i przeciwnakrętek ustalamy takie położenie membrany, żeby występy suwaka przysłaniały całkowicie obie szczeliny prowadnicy (przez które smar dostaje się z prowadnicy do cylindra lub odwrotnie) wtenczas, gdy w korpusie regulatora panuje nominalne ciśnienie ładowania.


DOPŁYW SMARU
ODPŁYW SMARU
POŁĄCZENIE Z KOMORĄ SPRĘŻARKI
4
POŁĄCZENIE Z KOMORĄ SPRĘŻARKI
3
6
14
1
2
13
5
DOPŁYW SMARU
ODPŁYW SMARU
7
8
9
10
11
12

Rys. 1.


MANETKA NA
PEŁNY GAZ
c
MANETKA NA
PEŁNY GAZ
b
DO MANETKI PILOTA
MANETKA NA
MAŁYCH OBROTACH
a

Rys. 2.

Specjalny manometr ciśnienia ładowania umieszczony na każdym płatowcu wskazuje nam stale panujące w silniku ciśnienie ładowania i przy pomocy tego manometru możemy w każdej chwili sprawdzić prawidłowość działania regulatora.

Rys. 2 przedstawia trzy rozmaite położenia układu dźwigni przepustnicy gaźnika oraz odpowiadające im położenia suwaka i tłoka regulatora.

Rys. 2b. Pilot ustawił manetkę na „pełny gaz", przemknięta, ciśnienie ładowania niższe od nominalnego, membrana wydłużona, suwak przesunięty w lewo, tłok w dolnem krańcowem położeniu.

Rys. 2b. Pilot ustawił manetkę na „pełny gaz" przepustnica na chwilę otworzyła się, ciśnienie ładowania wzrosło na krótką chwilę ponad nominalne, membrana została zgniecioną, suwak przesunięty w prawo, przepływ smaru w kierunku wskazanym strzałkami podnosi tłok ku górze. Tłok podnosząc się przymyka przepustnicę i ustala ją wreszcie w położeniu odpowiadającem nominalnemu ciśnieniu ładowania. Ta pozycja jest przedstawiona na rys. 2c; suwak w położeniu centralnym przemyka obie szczeliny prowadnicy łączące z cylindrem regulatora. W miarę wznoszenia się samolotu ku górze ciśnienie ładowania zmniejszałoby się, jednak membrana nieco tylko wydłużywszy się spowoduje znowu przepływ smaru i przesunięcie tłoka ku dołowi, a więc większe otwarcie przepustnicy, przez co ciśnienie ładowania znowu wzrośnie do nominalnego, przy którem suwak przysłoni szczeliny doprowadzające i odprowadzające smar. Położenie suwaka i tłoka przedstawione na rys. 1 odpowiada następującym warunkom: lot na wysokości nominalnej, ciśnienie ładowania nominalne, manetka na „pełny gaz", pełne otwarcie przepustnicy. Dopiero po przekroczeniu wysokości nominalnej sprężarka nie może dać nawet przy pełnem otwarciu przepustnicy nominalnego ciśnienia ładowania; membrana będzie stale nieco wydłużona, smar będzie dopływać na górną stronę tłoka w skrajnem dolnem położeniu. Ruch manetki pilota przenosi się na przepustnicę bez wpływu regulatora.

Regulator jest mechanizmem bardzo czułym. Dla zobrazowania tego podam tylko dwie cyfry: zmiana ciśnienia ładowania o 4 gr/cm^2 wywołuje ugięcie się lub wydłużenie membrany o mniej-więcej 0,05 mm, zaś przesunięcie suwaka o 0,05 mm wystarcza do przesunięcia tłoka z jednego skrajnego położenia w drugie. Mimo tak wielkiej czułości membrany, nie możemy wymagać od regulatora stuprocentowej dokładności. Tolerancje wykonawcze wymiarów prowadnicy i suwaka oraz sztywności membrany mogą w dobrze wykonanym regulatorze wywołać różnicę nominalnego ciśnienia ładowania, utrzymywanego przez regulator w granicach $\pm$ 2 gr/cm^2. Jeżeliby różnice odczytów przekraczały tę wielkość to należy odszukać i usunąć usterkę.

Znajomość słabych stron regulatora w niejednym wypadku zapobiegnie usterkom w pracy, a w każdym wypadku wadliwego działania regulatora ułatwi odszukanie i usunięcie przeszkody. Mając te względy na uwadze, podaję kilka charakterystycznych objawów wadliwego działania regulatora, powody oraz sposoby usunięcia tych defektów.

Wszystkie niżej przytoczone objawy wadliwego działania regulatora są zaczerpnięte z praktyki.

Pozornie wielka ilość i różnorodność możliwych usterek nie jest w rzeczywistości tak groźną, jakby mogło się wydawać. Wielogodzinne próby przeprowadzone w wytwórni oraz umiejętna obsługa silnika na płatowcu zapobiega prawie całkowicie jakimkolwiek niewłaściwościom działania regulatora. Sam regulator nie wymaga żadnych dodatkowych zabiegów obsługi, natomiast reaguje gwałtownie w razie nieprzestrzegania ogólnych przepisów obsługi silnika.

WADLIWE DZIAŁANIE REGULATORA.

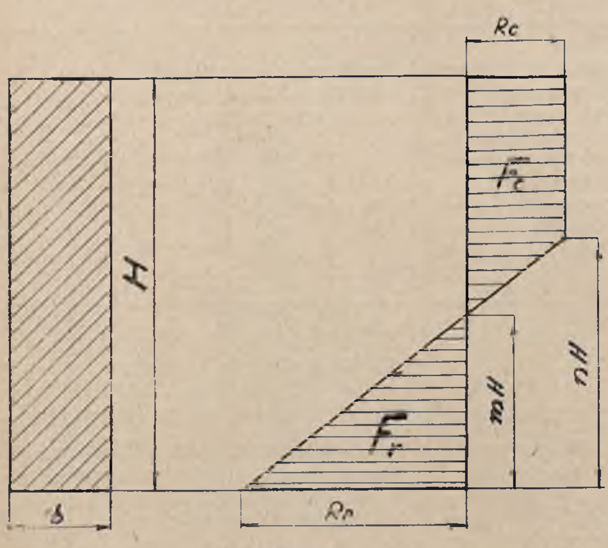
Objawy.	Powody.	Sposoby usunięcia.
I. Regulator nie utrzymuje właściwego ciśnienia ładowania, lecz nieco za wysokie lub za niskie.	Nieszczelność przewodów łączących regulator lub manometr ze sprężarką lub smar w przewodzie manometru lub zgniecenie i zmiana elastyczności membrany wywołane strzałami w gaźniku (niewłaściwe używanie poprawki wysokościowej), lub rozregulowanie regulatora (przez kręcenie śruby nastawczej rys. 1—5).	Sprawdzenie szczelności złączy i przewodów. Przedmuchanie przewodów manometru.
II. Ciśnienie ładowania waha się niejednostajnie w dużych granicach (do kilkudziesięciu gr/cm^2).	Luz w połączeniu membrany z suwakiem (rys. 1—11).	Usunięcie luzu przez założenie nowego grubszego kołeczka.
III. Po otwarciu manetki na „pełny gaz" regulator pomału przymyka przepustnicę.	Zanieczyszczenie, zatkanie przewodów doprowadzających lub odprowadzających smar z regulatora, duże opory ruchu (tarcie) w częściach łączących tłok regulatora z przepustnicą.	Przeczyszczenie przewodów smarowych, sprawdzenie wzajemnego dopasowania części łączących tłok regulatora z przepustnicą.

Objawy.	Powody.	Sposoby usunięcia.
IV. Przy ciśnieniu ładowania nie wiele różniącem się od nominalnego, regulator zaczyna szybko otwierać i przymykać przepustnicę, ilość obrotów silnika ulega szybkim zmianom. Objaw niebezpieczny dla silnika, ze względu na duże przyśpieszenia w mechaniźmie napędu sprężarki.	Za duże tarcie suwaka w prowadnicy wywołane przez: a) Za ciasne dopasowanie suwaka w prowadnicy (możliwe tylko w nowych niewypróbowanych regulatorach). b) Za niską temperaturę smaru. c) Zanieczyszczenie smaru. d) Uszkodzenie powierzchni suwaka lub prowadnicy.	Odpowiednie luźne dopasowanie suwaka i prowadnicy, utrzymywanie przepisanej temperatury smaru, częste sprawdzanie i czyszczenie filtrów smaru. Jeżeli to zjawisko wystąpi w locie, należy gaz nieco przymknąć, a silnik natychmiast się uspokoi.
V. Objawy podobne do opisanych pod IV z tą różnicą, że ruchy tłoka regulatora i przepustnicy są bardzo gwałtowne. Dla silnika bardzo niebezpieczne.	Zacinanie się krawędzi występów suwaka o krawędzie szczelin prowadnicy, wywołane skrzywieniem suwaka, lub uszkodzeniem krawędzi suwaka lub prowadnicy.	Bardzo delikatne wygładzenie krawędzi, dotarcie suwaka do prowadnicy, ewentualnie w razie potrzeby wymiana suwaka. W locie postąpić jak w p. IV.
VI. Regulator wogóle nie przymyka przepustnicy.	Zatarcie się wodzika (wysunięcie się sworznia wodzika) lub za tarcie się suwaka w prowadnicy.	Dopasowanie i dotarcie części mechanizmu współpracujących ze sobą.
VII. Regulator zanadto przymyka przepustnicę i nie pozwala na osiągnięcie nominalnego ciśnienia ładowania.	Powietrze dostało się do środka membrany lub zatarcie suwaka w prowadnicy.	Wymiana membrany, pozatem jak p. VI.

TADEUSZ KOŻBIAŁ

Przyczynek do obliczenia dźwigarów sosnowych

Praktyczne stosowanie teorji trapezowego rozkładu naprężeń w drewnianych dźwigarach zginanych, opracowanej przez inż. J. Naleszkiewicza (sprawozdanie I. B. T. L. zeszyt 2 (14) r. 1934), ułatwione przez opracowanie zawartych we wspomnianym zeszycie nomogramów, może ulec dalszemu uproszczeniu, w przypadku belek giętych



Rys. 1

bez udziału sił podłużnych (dźwigary wolnonośne), przez założenie wytrzymałości drewna na ściskanie i rozciąganie.

Dolna granica wytrzymałości dla drewna sosnowego, według wymagań I. B. T. L., wynosi dla rozciągania $R_r = 900$ kg/cm², dla ściskania $R_c = -400$ kg/cm².

Ze schematu rozkładu naprężeń dla belki pełnej (rys. 1) wynika:

$$m = \frac{-2 R_c R_r}{(R_r - R_c)^2} = 0{,}426$$

oraz

$$n = \frac{m (R_r - R_c)}{R_r} = 0{,}6154$$

Łatwo stąd zauważyć, że pole $F_r = F_c$. Temu również warunkowi muszą odpowiadać grubości pasów dźwigara skrzynkowego (rys. 2). Dla $\delta_r \leq 2m - n$ grubość pasa ściskanego wyniesie:

$$\delta_c = \frac{\delta_r (R_r + \sigma_\delta)}{-2 R_c}$$

zaś dla $\delta_r > 2m - n$ wyniesie:

$$\delta_c = 1 + \delta_r - 2m$$

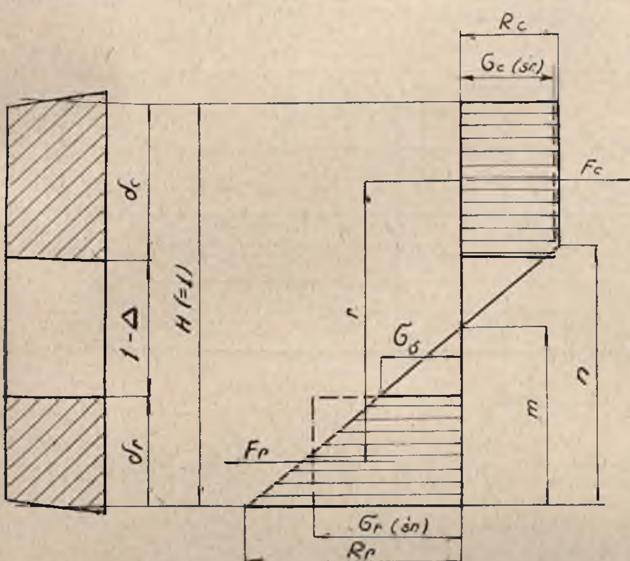
Suma grubości pasów będzie wskaźnikiem wypełnienia dźwigara

$$\Delta = \delta_r + \delta_c$$

Wskaźnik dopuszczalnego momentu gnącego dla danego przekroju (wymiar naprężenia) wyniesie:

$$\mathfrak{M} = \frac{M}{b \cdot H^2} = \delta_r \cdot \sigma_{r(śr)} \cdot r = - \delta_c \cdot \sigma_{c(śr)} \cdot r$$

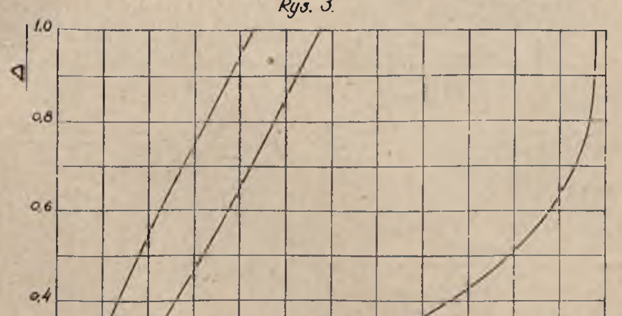
gdzie $\sigma_{(śr)}$ oznacza średnie naprężenia, zaś r — odległość między wypadkowemi naprężeń w pasach.



Rys. 2

Wykresy na rys. 3 przedstawiają najkorzystniejszy stosunek grubości pasów do wysokości dźwigara dla danego wskaźnika wypełnienia, oraz wielkość wskaźnika momentu gnącego, zaś tabela pozwala wykonać wykresy w dogodnej skali.

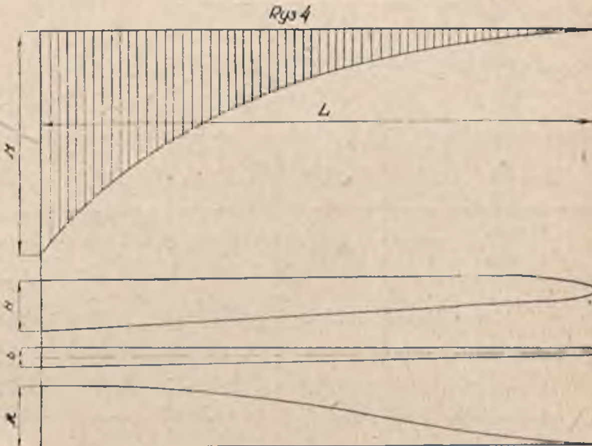
Rys. 3.



Wykresy na rys. 3 ułatwiają znakomicie pracę przy projektowaniu dźwigarów.

Konstruktor, rozporządzając wykresem max. momentów gnących oraz założonym gabarytem dźwigara, (rys. 4) wyznacza $\mathfrak{M} = \frac{M}{b H^2}$ jako funkcję rozpiętości L, poczem z wykresu $\mathfrak{M} = f(\Delta)$ odczytuje Δ, δ_r i δ_c, które pomnożone przez odpowiadającą danemu przekrojowi wysokość H dźwigara, dają już rzeczywiste grubości pasów dźwigara, odpowiadające belce o równomiernej wytrzymałości.

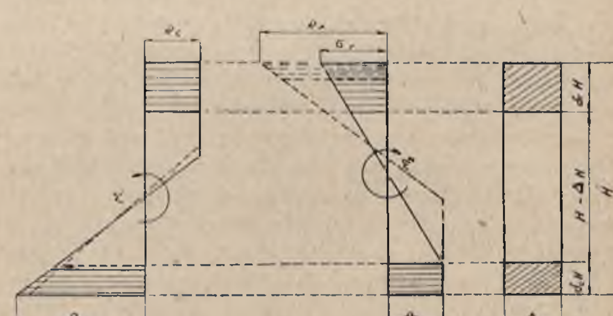
Rys 4



W przypadku, gdy na dany przekrój dźwigara mogą działać momenty M_1 lub M_2, przyczem $|M_1| > |M_2|$, oraz M_2 wygina belkę w przeciwnym niż M_1 kierunku, należy po zaprojektowaniu przekroju dla M_1 sprawdzić pas rozciągany przekroju na M_2. Jeżeli dla M_2 wypada

$$\delta_{c\,(M_2)} > \delta_{r\,(M_1)}$$

(rys. 5) należy grubość tego pasa zwiększyć do potrzebnej wysokości.



Rys. 5

Oczywiście w takim dźwigarze tylko pas ściskany będzie wytrzymałościowo najlepiej wykorzystany, ale pozwoli to uniknąć przedwczesnego rozwarstwienia w pasie ściskanym, a tem samem obniżenia wytrzymałości dźwigara.

Celem wyznaczenia odkształceń dźwigara o całkowicie wykorzystanej wytrzymałości pasów, należy wprowadzić do rachunku zamiast σ_g wielkość zastępczą σ_z, która wyniesie:

$$\sigma_z = \frac{R r}{2\, m} = 1056 \text{ kg/cm}^2,$$

oraz moduł Younga

$$E = 135000 \text{ kg/cm}^2$$

Odkształcenie jednostkowe skrajnego włókna wyniesie

$$\partial = \frac{\sigma z}{E} = 0.0079,$$

zaś kąt ugięcia przekroju na jednostkę długości wyznacza:

$$\frac{d\varphi}{d\, L} = \frac{2\, \sigma_z}{H\, E} = \frac{0{,}0158}{H} \, (\text{cm}^{-1})$$

Po wykreśleniu $\frac{d\varphi}{d\, L} = f(L)$ i dwukrotnem scałkowaniu rachunkowem lub wykreślnem, oraz spełnieniu warunków podparcia belki otrzymujemy linię ugięcia dźwigara wolnonośnego w postaci:

$$f = \int_0^L d\, L \int_0^L \frac{2\, \sigma_z}{H E} d\, L.$$

Przy założeniu idealnego wykorzystania wytrzymałości obu pasów otrzymamy możliwie największe ugięcie przed załamaniem dźwigara obciążonego danym momentem i posiadającego dany przebieg wysokości. Przy wzmocnieniu dźwigara ze względu na inne przypadki obciążenia ugięcia wypadną zawsze mniejsze.

T A B L I C A.

Δ	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
δ_r	0,032	0,064	0,101	0,139	0,180	0,225	0,276	0,326	0,376	0,426
δ_c	0,068	0,136	0,199	0,261	0,320	0,375	0,424	0,474	0,524	0,574
$\mathfrak{M}$	25,33	48,45	68,40	85,04	98,32	107,85	113,20	116,54	117,62	117,95

ZYGMUNT FABIERKIEWICZ.

Dobór głównych wymiarów płata ze „Slotami"

Przekład z Tiechniki Wozdusznago Fłota, Nr. 4, 1934 r.

Inż. *A. I. Sutugin.*

1. Wybór profilu skrzydła przy stosowaniu slotów i klap.

Obecnie coraz częściej, a w przyszłości z reguły, będzie się stosować sloty i klapy. Oczywistą rzeczą jest, że stosując te urządzenia, będzie się kładło główny nacisk na otrzymanie możliwie największego efektu aerodynamicznego, przy możliwie prostej, celowej i niedrogiej konstrukcji samych klap i slotów oraz urządzeń do ich sterowania. Głównym celem stosowania slotów i klap jest osiągnięcie jaknajmniejszej szybkości lądowania, oraz stateczności poprzecznej przy małych szybkościach; przy szybkościach normalnych sloty nie pracują. Wniosek jaki stąd wyciągamy jest taki, że stosując sloty, profil skrzydła dobieramy tak jak dla skrzydła normalnego, a mianowicie: staramy się aby było dobre położenie i przekroje dźwigarów, dobre własności aerodynamiczne — dobre finesse, mały opór, duże $C_{y\ max}$ i umiarkowana wędrówka środka parcia.

Przystępując do wyboru profilu dla skrzydła ze slotami, konstruktor musi zwrócić baczną uwagę na jego staranny dobór, ze względu na cały szereg trudności natury aerodynamicznej. Niniejszy artykuł ma za zadanie podać część doświadczeń przerobionych w pracowniach zagranicznych na powyższy temat.

Otrzymanie dobrych wyników, przy stosowaniu slotów i klap głównie zależy: od kształtu obrysa skrzydła, od rozpiętości i cięciwy slotów i klap, od ich położenia w stanie otwartym, oraz w mniejszym znacznie stopniu, od obrysu klap. Zarówno profil slotów jak i profil skrzydła, prawdopodobnie, ma bardzo mały wpływ na końcowy efekt. W tablicy 1 (patrz rys. A) podane są wyniki dmuchań prostokątnych skrzydeł o różnych profilach, ze slotami na całej rozpiętości. Przyczem położenie slotów odpowiada największemu efektowi w stosunku do zwiększenia $C_{y\ max}$.

TABLICA 1 Wpływ zasadniczego profilu na wzrost Cy_{max} zastosowaniu slotu wzdłuż całej rozpiętości.

Profile (patrz rys. A).	% % grubość	Wymiary modelu	Szybkość V w m/sek.	Cięciwa slotu % % cięciwy skrzydła	ΔCy_{max}	„Czołowy kąt **) φ (w przybliżeniu)

**) „Kąt czołowy" odpowiada kątowi pomiędzy stycznemi do krawędzi natarcia profilu zasadniczego pod slotem.

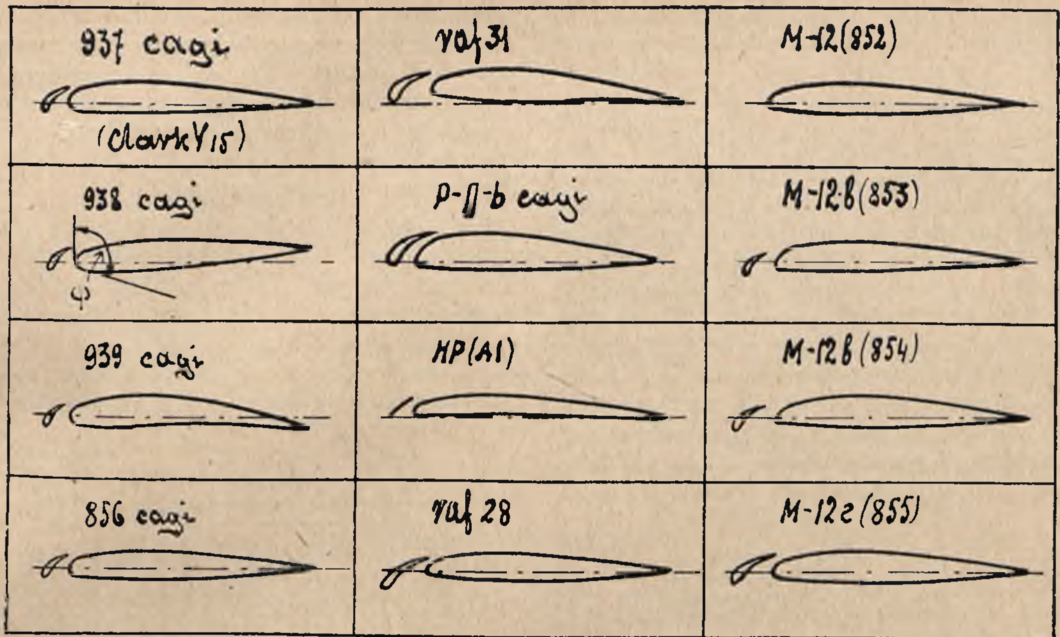
TABLICA 2 Wpływ cięciwy slotu na Cy_{max} płata.

Profile (patrz rys. A)	Wymiary konstrukcyjne		Współrzędne slotu odpowiadające $Cy\,max$				Dane z dmuchań			Uwagi
	Cięciwa slotu w %	Kąt $\varphi°$	a %	b %	c %	$\frac{c}{a}$ 100	$Cy\ max$	ΔCy_{max}	ΔCy_{max} w %	

2. Wpływ rozpiętości i położenia slotów automatycznych na wyniki aerodynamiczne płata.

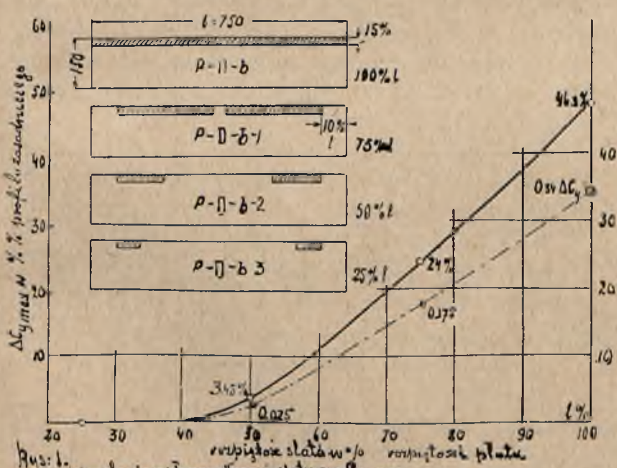
Jest to drugie pytanie, na które trzeba sobie odpowiedzieć, chcąc otrzymać maximalny skutek zmniejszenia szybkości lądowania.

Na rys. 1 podane są rezultaty doświadczeń CAGI z modelem, o profilu P-II-b, przy rozpiętości slotów—100%; 75%; 50% i 25% rozpiętości płata. Z wykresu widać,



Rys. A

że, aby otrzymać maximalny skutek, potrzeba dać sloty wzdłuż całej rozpiętości płata, gdyż nieznaczne przerwy powodują zmniejszenie wpływu slotu na $C_{y\ max}$. Jeżeli chodzi o przerwy w slotach na skutek konieczności konstrukcyjnych (w dolnopłacie kadłub, silniki na skrzydłach i t. p.), to okazuje się, że nie mają one decydującego wpływu.



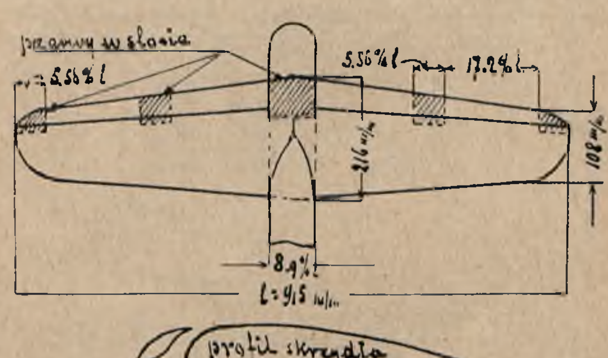
Rys. 1.

Na rys. 2 podany jest szkic modelu o trapezowym obrysie płata ze slotami. Model ten był dmuchany bez przerw w slotach i z przerwami, jak pokazano na rysunku. Doświadczenia dały następujące wyniki.

Przy długości slotów 69% rozpiętości płata, obniżenie $C_{y\ max}$ wyniosło $\Delta\ C_{y\ max} = -0{,}22$, t. j. — 22,5%. Jeżeli teraz porównać te rezultaty z badaniami nad profilem P-II-b, to z wykresu rys. 1 dostajemy, że przy długości slotu równej 69%, $\Delta\ C_y = 0.34 - 0.31 = 0.205$, t. j. prawie zupełną zgodność rezultatów.

Wymiary slotów	C_y max	$\Delta\ C_y$ max
Płat ze slotem wzdłuż całej rozpiętości	0,98	—
Płat z kadłubem (przerwa w slocie 8,9%)	0,95	— 3,06%
Płat z przerwami ogólnej długości 31.14%	0,76	—22,5%

Jeżeli sloty mają zadanie powiększenia stateczności poprzecznej przy małych szybkościach, to daje się je tylko na końcach płata. Takie sloty nie wpływają na wielkość $C_{y\ max}$. W konstrukcji są wygodne, gdyż pracują automatycznie i mogą być dlatego zastosowane do



Rys. 2.

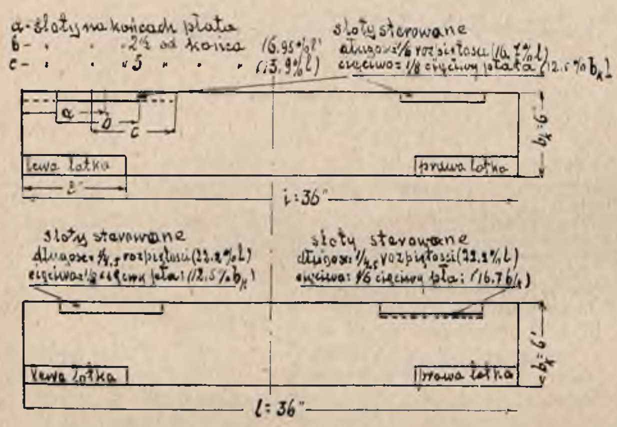
dowolnego, już istniejącego samolotu. Można je zrobić z cienkiej blachy przylegającej do krawędzi natarcia (ten ostatni sposób zdaje się, że okaże się bardziej sku-

tecznym niż slot zrobiony w kształcie skrzydełka). W wypadku stosowania tylko końcowych slotów powstają dwa pytania:

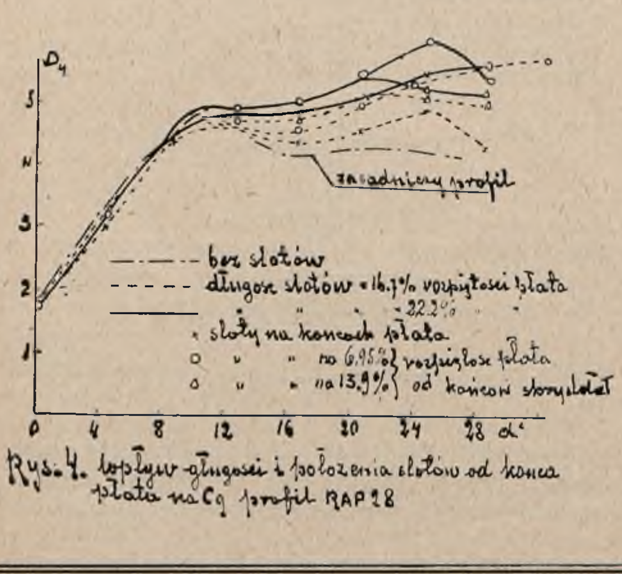
1) Jakiej rozpiętości winny być sloty.

2) W którem miejscu należy je umieszczać.

Na rys. 3 dany jest szkic płata z profilem R A F 28 z końcowemi slotami różnej rozpiętości i różnem miejscem ich ustawienia wzdłuż rozpiętości płata. Na rys. 4 podane są rezultaty dmuchań. Widać, że $C_{y\ max}$ płata ze slotami, praktycznie nie powiększa się w odniesieniu do profilu wyjściowego. Zaś wielkość $C_{y\ max}$ poza krytycznym kątem natarcia, albo pozostaje stałą, albo posiada tendencję do nieznacznego powiększenia się, dla kątów natarcia 2 razy większych, niż dla profilu wyjściowego. Sloty o rozpiętości 16,7 i 22,2% L okazały się najbardziej skutecznemi przy ustawieniu ich na 6,95% od końców płata. Po przesunięciu ich do końca płata okazały się mniej skuteczne: slot o rozpiętości 16,7% na wszystkich kątach natarcia, a slot rozpiętości 22,2% do kąta natarcia 23°. Dalsze badania wykazały, że przy stosowaniu slotów na końcach płata należy je ustawiać w odległości na 3% rozpiętości płata od końca, aby otrzymać najlepszy skutek. Rozpatrzmy teraz pracę płata z końcowemi slotami. Fakt, że płat zaopatrzony w końcowe sloty nie daje wyraźnego powiększenia $C_{y\ max}$ a tylko po osiągnięciu krytycznego kąta natarcia, nieznacznie powiększa C_y w stosunku do płata bez slotów, tłomaczymy w następujący sposób.

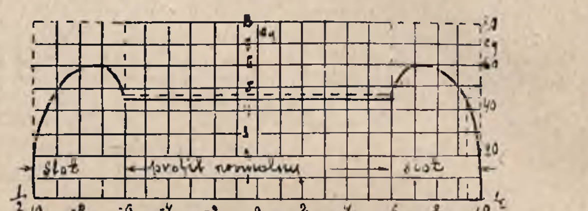


Rys. 3. Model skrzydła z końcowemi slotkami profil RAF 28



Rys. 4. Wpływ długości i położenia slotów od końca płata na C_y profil RAF 28

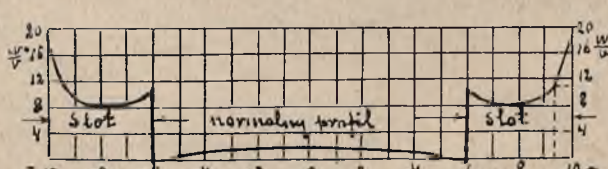
Środkowa część płata, nie posiadająca slotów przy przejściu przez krytyczny kąt natarcia, zasadniczego profilu, traci siłę nośną, natomiast końce płata, przez otwarcie slotów nadal ją zachowują. Wobec tego zależnie od skuteczności końcowych slotów płat, jako całość, albo może zwiększyć siłę nośną, albo ją zachowywać, lub też nieco powiększyć poza krytyczny kąt natarcia zasadniczego profilu płata (rys. 4).



Rys. 5. Rozkład siły nośnej wzdłuż rozpiętości płata prostokątnego z profilu RAF 28 i slot-ami końcowemi i = 19° C_y całk. = 0.982. Linja punktowana podaje C_y w założeniu że końce płata pracują tak jak płat ze slotami wzdłuż całej rozpiętości a część środkowa — jak płat bez slotów.

Na rys. 5 pokazany jest rozkład C_y wzdłuż rozpiętości płata z profilem R A F 28 i końcowemi slotami ogólnej długości 40% rozpiętości płata, dla kąta natarcia $i = 19^0$.

Na rys. 6 pokazany jest rozkład odchylenia strug wzdłuż rozpiętości dla tego samego modelu. Zarówno



Rys. 6. Rozkład odchylenia strug wzdłuż rozpiętości płata z końcowymi slotami i = 19°.

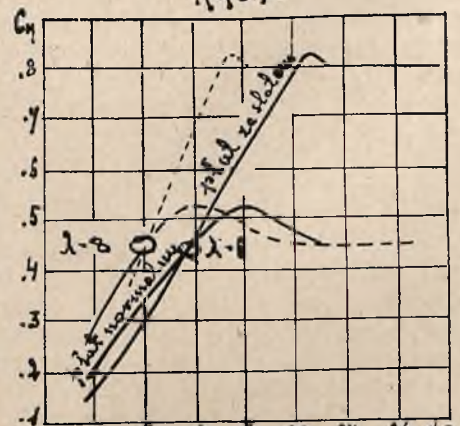
wielkość C_y i odchylenie strug były przeliczone metodą Fage (Fejdż) (RSM, 806).

Na rys. 7 podane jest $C_y = f(i)$ dla $\Lambda = 6$ i $\Lambda = \infty$ z którego widać, że zastosowanie slotów będzie racjonalnem tylko dla tych kątów natarcia, dla których u normalnego płata zaczyna się oderwanie i $C_y = f(i)$ traci proporcjonalność. Dla naszego wypadku praca slotów winna się zaczynać dla kąta $i = 12^0$ przy $\Lambda = 6$, a dla kąta $i = 8{,}5^0$ przy $\Lambda = \infty$.

Aby określić miejsca na końcach płatach, gdzie należy umieścić sloty zanalizujmy wykres 6-ty. Wykres ten daje nam odchylenie strug za płatem przy kącie natarcia $i = 19^0$. Odchylenie strug wynosi dla tego kąta

$\varepsilon = 19^0 - 8{,}5^0 = 10{,}5^0$ (patrz rys. 7). Punkt ten odpowiada 0,06 połowy rozpiętości płata, czyli 3% całej rozpiętości.

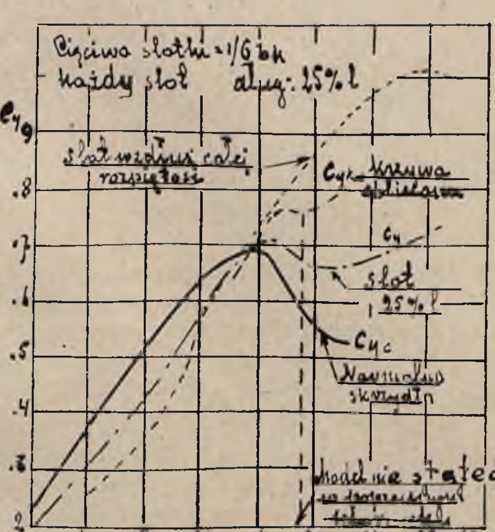
Rys. 7.



$C_y = f(i)$ dla normalnego profilu i płata za slotami wzdłuż całej rozpiętości przy $\lambda = 6$ i $\lambda = \infty$

Oczywistem jest, że dla punktów leżących bliżej końca płata sloty są niepotrzebne, gdyż odchylenia strug są większe niż $10{,}5^0$ i końce płata pracują na kątach natarcia, odpowiadających proporcjonalniej zmianie $C_y = f(i')$ profilu zasadniczego, t. j. mniejszych — niż odpowiadający punktowi przecięcia się krzywych C_y profilu zasadniczego i profilu ze slotem (rys. 7). Należy dodać, że rachunek, na zasadzie którego były obliczone wielkości dla wykresu 5 i 6"', był potwierdzony dmuchaniami.

Długość slotów określało się dotychczas na zasadzie intuicji lub też doświadczeń, przeprowadzonych wprost na płatowcu. Z tej małej ilości danych, które zostały przytoczone, widać, że długość slotów zależy jedynie od kształtu krzywej $C_y = f(i)$ powyżej krytycznego kąta natarcia, profilu zasadniczego. Im bardziej jest ostre załamanie krzywej $C_y = f(i)$ tym dłuższe powinny być sloty, aby otrzymać dobrą stateczność poprzeczną na małych prędkościach.



Rys. 8. krzywa obliczona C_{yk} płata z końcowemi slotkami

Sprawdzenie wymiarów slotów należy robić przy pomocy badań modelu na autorotację. Jeżeli przy doświadczeniach model daje zahamowanie wymuszonych drgań do kątów natarcia 30 ÷ 35°, można być pewnym o dobrych rezultatach płatowca. Inż. Lachman proponuje następującą metodę do określenia długości końcowych slotów. Wprowadzając oznaczenia:

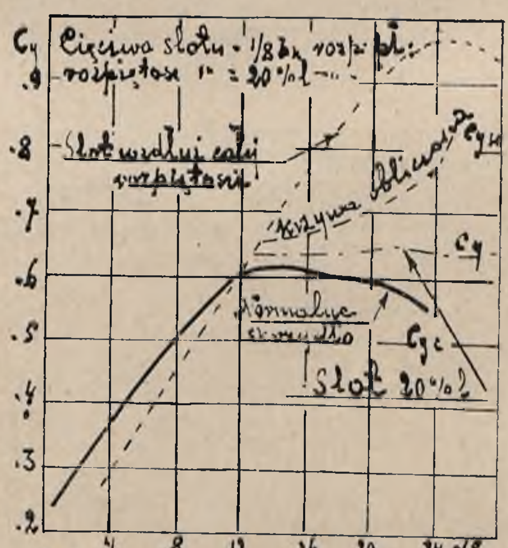
S — C_y całkowity współczynnik siły nośnej całego płatowca ze slotami,

S_c — C_{yc} współczynnik średniej części płata bez slotów,

S_k — C_{yk} współczynnik końcowych części płata ze slotami;

możemy napisać $C_{yk} = \dfrac{C_y\, S - C_{yc}\, S_c}{S_k}$

stąd mając krzywą $C_y = f(i)$ i $C_{yc} = f(i)$ można wykreślić krzywą $C_{yc} = f(i)$, z kształtu której można (jak wskazało doświadczenie) wyciągnąć wnioski o tem czy została dobrze dobrana długość slotów. Na rys. 8 i 9 wykreślone są krzywe $C_{yk} = f(i)$ dla dwuch różnych profili i różnych długości slotów. Krzywa $C_{yc} = f(i)$ na rys. 8 ma bardziej strome przegięcie na krytycznym kącie natarcia, niż analogiczna krzywa normalnego profilu (rys. 9), wskutek czego, pomimo długich slotów, o dużej cięciwie, krzywa $C_{yk} = f(i)$ także otrzymuje przegięcie (nie stateczność); gdy tymczasem dla płata (rys. 9) krzywa



Rys. 9. Krzywa obliczona C_{yk} płata z końcowemi slotami. Odległość slotów od końca płata wynosi 3.6% l

$C_{yk} = f(i)$ idzie płynnie do góry. Przy badaniach modelu na autorotację okazało się, że istnieje niestateczność poprzeczna, akurat dla kątów natarcia, odpowiadających punktowi przegięcia krzywej $C_{yk} = f(i)$.

Doświadczenie teoretyczne zostało przeniesione dla tego wypadku na samolot i całkowicie zostało potwierdzone, dopiero po zwiększeniu długości slotów, niestateczność znikła.

Wistniejących już samolotach końcowe sloty posiadają długość 14 ÷ 25% rozpiętości płata, co potwierdza się, że dla każdego wypadku należy indywidualnie określić długość slotów. Określenie długości slotów nie powinno się odbywać na oko, gdyż w wypadku jeśli slot otwiera za wcześnie, potrzeba odgiąć jego krawędź spływu, aby utworzyć szczelinę między slotem a profilem płata, a to powoduje ogólny spadek C_y oraz powiększenie C_x płata przy slocie zamkniętym.

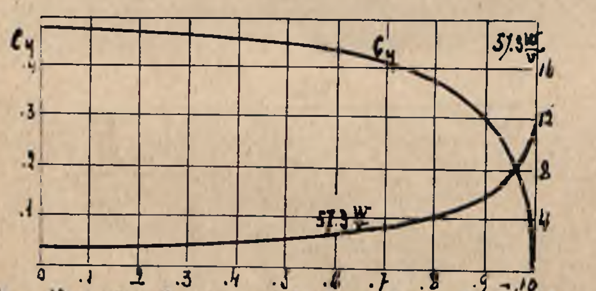
Kąty natarcia i szybkości, przy których sloty nie powinny się otwierać, znajdują się w tym przedziale, w którym samolot robi wiraże. Jeżeli więc sloty otworzą się podczas wirażu, to powodują zwiększenie czasu wirażu, a zatem zmniejszają zwrotność samolotu.

3. *Kształt końców płata i ich wpływ na aerodynamiczne własności płata ze slotami.*

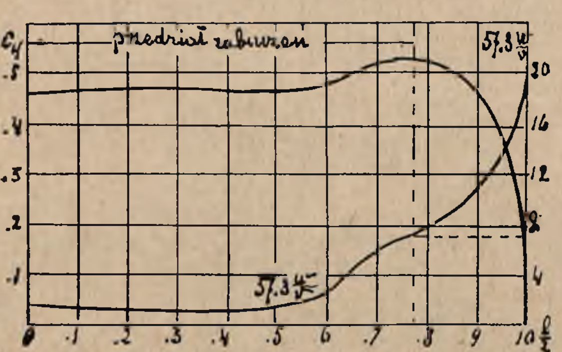
Zastosowanie końcowych slotów w celu zwiększenia poprzecznej stateczności, często prowadziło do ujemnych rezultatów. Przyczyna podobnego zjawiska leżała w znacznej mierze od niewłaściwego obrysu końca płata. Na rys. 10 i 11 podane są wykresy rozkładu C_y i odchylenia strug wzdłuż rozpiętości płata, otrzymane z rachunku, dla obrysu prostokątnego z normalnym profilem R A F 28, dla kątów natarcia $i = 10°$ i $i = 19°$.

Z porównania tych wykresów, z wykresem 5 i 6, na których podane są te same wielkości tylko dla płata ze slotami, wynika, że zmiana rozkładu C_y i ε dla profilu zasadniczego z obrysem prostokątnym płata, jest analogiczna do zmiany C_y i ε płata, ze slotami. Widać, że końce zwykłego płata o obrysie prostokątnym na skutek dużych odchyleń strug za płatem, nie przechodzą poza krytyczny kąt natarcia, gdy tymczasem na średniej części płata już zaczyna się oderwanie strug. Tem zjawiskiem tłomaczy się, prawdopodobnie, lepsza stateczność poprzeczna, płata prostokątnego w porównaniu z płatami o obrysie zaokrąglonym lub eliptycznym, w których oderwanie następuje jednocześnie na całej rozpiętości. Wynika stąd wniosek, że skrzydła z zaokrąglonymi końcami, pomimo że same przez się, dają złą stateczność poprzeczną na małych prędkościach, ale jeszcze nie pozwalają należycie umieścić slotów, aby ją usunąć.

Stosowanie slotów końcowych na skrzydłach, z zaokrąglonymi końcami lub też zmniejszającą się cięciwą, nie ma sensu, gdyż będą one mało skuteczne. Próby w locie płatowca „Parnall Peto" dowiodły, że zupełnie niewielkie odchylenie od prostokątnego obrysu płata, wpływa b. znacznie na poprzeczną stateczność i sterowność (rys. 12). Jednocześnie były przeprowadzone badania na dwuch płatowcach o sześciu kombinacjach płatów.

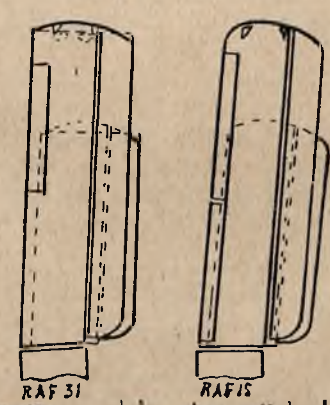


Rys. 10. Rozkład siły nośnej i odchyleń strug dla skrzydła prostokątnego. i = 10° profil RAF 28
ogólne C_y obliczone = 0.49
— " — " — zdmuchan = 0.492



Rys. 11. Rozkład siły nośnej i odchylenia strug dla płata prostokątnego i = 19°

Rys. 12.



Skrzydła samolotu „Parnall Peto" (R. & M. Nr. 1320).

1 — RAF 15 płat bez slotów z zaokrągl. końcami,
2 — „ płat ze slotami, z zaokrągl. końcami,
3 — RAF 31 płat bez slotów z zaokrągl. końcami,
4 — „ płat ze slotami, z zaokrągl. końcami,
5 — „ płat bez slotów z prostokąt. końcami,
6 — „ płat ze slotami, z prostokąt. końcami.

Sloty były tylko na górnych płatach przyczem dla profilu RAF 15 sloty były na całej rozpiętości, a długość końcowych — była równa 20% rozpiętości płata. Baldachim był bez slotów. Wyniki badań samolotu z profilem RAF 31 były następujące:

1. Skrzydło bez slotów, końce zaokrąglone: oderwanie strug następowało przy szybk. 102,5 km/godz. ze ślizgiem na lewe skrzydło.

2. Skrzydło bez slotów, końce prostokątne: sterowność zachowała się do szybk. 99 km/godz. i tendencja do ślizgu znikła.

3. Skrzydło ze slotami, końce prostokątne: oderwanie strug nastąpiło przy szybk. 95,2 km/godz., samolot przechodził w lot nurkowy.

Bardzo ciekawym zjawiskiem w tych doświadczeniach jest to, że początkowo po zastosowaniu slotów nie otrzymano żadnych skutków i wszystkie zjawiska były takie same jak przy skrzydle bez slotów, i dodatkowo w zakresie kątów natarcia od 5 ÷ 10° samolot na skutek okresowych odkryć i zamknięć slotów, tracił stateczność poprzeczną. W locie odnosiło się wrażenie, że lot odbywa się w bardzo burzliwem powietrzu.

Wyniki lotów ze skrzydłem o profilu RAF 15 są następujące:

1. Skrzydło bez slotów, końce zaokrąglone: oderwanie strug następowało przy szybk. 106,5 km/godz., następnie — ślizg na lewe skrzydło.

2. Skrzydło ze slotami, końce zaokrąglone — oderwanie strug następowało przy szybkości 97 km/godz., tendencja ślizgu znikła — samolot przechodził w lot nurkowy.

Nr.	C_y	Profil.	Typ płata	Kształt końców płata	Strata poprzecznej sterowności przy szyb.
1	0.635	RAF 31	ze slotami	prostokątne	95 2 km/g.
2	0.62 / 0.656**)	„ 15	„	zaokrąglone	97.0 „
3	0.612	„ 31	„	„	97.0 „
4	0.582	„ 31	bez slot.	prostokątne	99.0 „
5	—	„ 31	„	zaokrąglone	102.5 „
6	0.508	„ 15	„	„	106.5 „

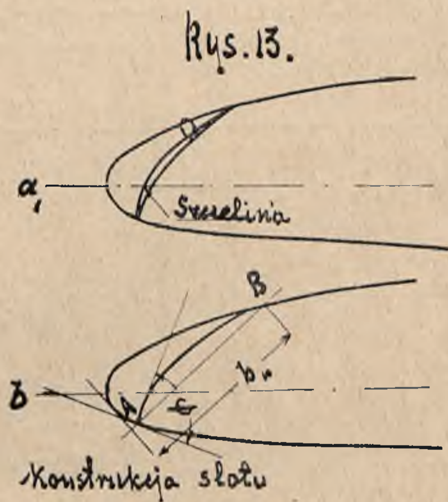
Z tych wyników widać dobroć skrzydeł z obrysem prostokątnym zarówno ze slotami jak i bez, w porównaniu ze skrzydłami o obrysie zaokrąglonym.

4. Wpływ cięciwy slotu na jego własności aerodynamiczne.

Wybór profilu slotu i zarysu profilu pod slotem.

Najbardziej wyczerpującym materjałem w tej dziedzinie badań, nad slotami, jest praca p. Uszakowa p. t. „Wpływ wymiarów slotu na pracę skrzydła". W tej pracy jako zasadniczy profil był wzięty M-12—12%. Badania były przeprowadzane przy pomocy całego szeregu dmuchań modelu o wymiarach 750 × 150 mm, przy szybkości wiatru 33 ÷ 34 m/sek. Sloty były zrobione według rys. 13. Punkt *A* był wspólny dla wszystkich doświadczeń, których było cztery. Cięciwy slotu miały wymiary 12, 12, 16 i 20% cięciwy płata. Krzywa odgraniczająca slot od reszty profilu była parabolą, która w pkt. *B* miała wspólną styczną z profilem. Kąt ψ był kątem jaki tworzyły styczne w punkcie *A* do profilu i paraboli.

Otrzymane w ten sposób profile slotów, ich wielkości



charakterystyczne oraz wyniki dmuchań są podane w tab. 2 i rys. A. Podczas dmuchań były przyjęte 4 kombinacje współrzędnych *a* i *b*, wyrażone w % cięciwy skrzydła:

1. —	a = 3,33%	b = 2,67%
2. —	a = 8,0 %	b = 3,67%
3. —	a = 10 %	b = 5,33%
4. —	a = 13,33%	b = 5,33%

Współrzędna *c* była dobrana do tych kombinacji wymiarów *a* i *b* tak, aby slot był najbardziej skuteczny.

Z tablicy 2 widzimy, że przy jednakowej linji rozgraniczającej slot od płata, jednakowym kącie ψ i tym samym profilu zasadniczym otrzymujemy:

1. Powiększenia $C_{y\,max}$ przy zwiększaniu cięciwy slotu.

2. Przy powiększeniu cięciwy slotu, odpowiadający $C_{y\,max}$ otrzymujemy przy większych znaczeniach współrzędnej *a*.

Robione doświadczenia nie określiły granicy, do której należałoby powiększyć cięciwę z punktu widzenia skuteczności slotu. Z punktu widzenia konstrukcyjnego i wytrzymałościowego, w praktyce, nie spotykamy większych wielkości cięciwy slotu jak 20% cięciwy płata. Obecnie, zazwyczaj przy dwu lub wielodźwigarowych skrzydłach, cięciwa slotu, jest ograniczona odległością brzegu natarcia od przedniego dźwigaru, gdyż powiększenie cięciwy slotu odbyłoby się kosztem zmniejszenia wysokości dźwigara, a to dla profilu cienkich i średnich grubości jest niemożliwem.

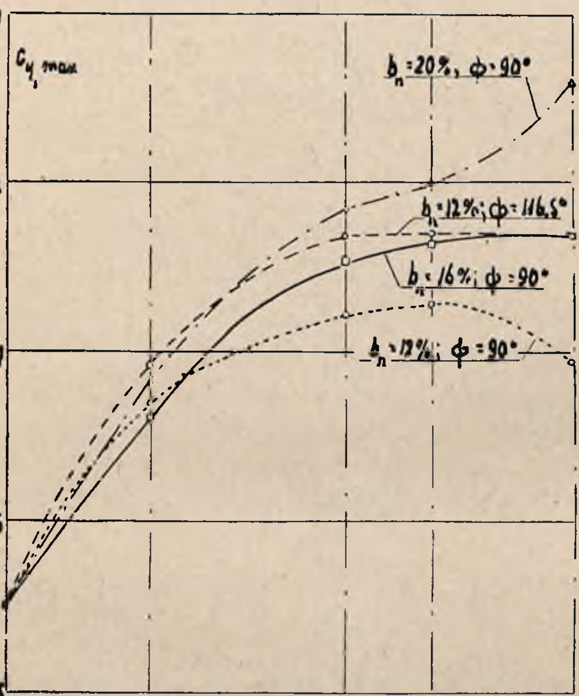
Następną trudnością, ograniczającą wielkość cięciwy slotu, jest trudność jego skonstruowania odpowiednio mocnym i sztywnym, przy nieznacznej grubości profilu

---

**) C_y = 0.656 otrzymano przy dodatkowym obciążeniu ogona.

samego slotu, a dość dużych jego obciążeniach; około 15 ÷ 20% obciążenia bieżącego skrzydła.

Podany w tablicy 2 $C_{y\ max}$ dla slotu z cięciwą równą 20% i $a = 13{,}33\%$ jest taki sam jak dla slotu o cięciwie 16% tylko dla tego, że wytrzymałość okuć wysięgników nie pozwalała na większe wychylenie. Na zasadzie powyższych uwag, widzimy, że przy powiększaniu cięciwy slotu, w celu otrzymania maxim. skutku, należy również powiększać wielkość „a", t. j. odległość slotu od płata w stanie otwartym. Obydwa te warunki powiększają ciężar mechanizmu slotów.



Rys. 14. Zmiana $C_{y\ max}$ w zależności od odległości slotu od profilu płata

Dla jednej i tej samej cięciwy slotu, wielkość „a" jak widać z rys. 14, nie posiada decydującego znaczenia. $C_{y\ max}$ może być otrzymany w jego optymalnej granicy, drogą zmniejszenia wielkości „a", przy podpowiednim doborze dwuch pozostałych wielkości: głównie „c".

Zjawisko, że krzywa $C_{y\ max}$ dla slotu z cięciwą 20% stale rośnie ze wzrostem wielkości „a", tłomaczy się tem, że dmuchania nie mogły być przeprowadzone z większą wartością „a" niż 13,33%, t. j. w granicach, gdzie dość duże zwiększenia wielkości „a" powodują nieuchwytne zmiany $C_{y\ max}$ — czyli z rys 14 nie można tego określić dokładnie.

Z wykresu 14 wynika, że dla slotów z cięciwą 12% cięciwy płata $C_{y\ max}$ otrzymujemy przy $a = 10\%$; dla slotów z cięciwą 16%, $C_{y\ max}$ jest dla $a = 13 \div 14\%$. Z prawdopodobieństwa można sądzić, że dla cięciwy slotu $= 20\%$, $C_{y\ max}$ będzie dla $a = 17 \div 18\%$. Bardzo korzystne ze względów konstrukcyjnych, zmniejszenie wielkości „a" — jest możliwe w dość dużych granicach bez zmniejszenia skutku płata ze slotami.

Zmniejszenie wielkości „a" idzie zazwyczaj równolegle ze zmniejszeniem się wielkości „c".

Rozpatrzmy teraz wpływ, na skuteczność slotów, profilu płata, który otrzymuje się po odcięciu slotu. Na zasadzie doświadczeń CAGI nad profilami 856 i 853 różniącemi się tylko wielkościami kątów ψ, wynika, że $C_{y\ max}$ rośnie przy powiększaniu „kąta czołowego" (ψ).

Dla profilu 856 przy $\psi = 116{,}5^0$ $C_{y\ max} = 0{,}77$, a dla profilu 853 przy $\psi = 90^0$ $C_{y\ max} = 72$, t. j. w pierwszym wypadku $\Delta\ C_{y\ max} = 40\%$, a w drugim — $\Delta\ C_{y\ max} = 30{,}9\%$.

Oprócz tego z tablicy 2 widać, że $C_{y\ max}$ profilu, przy zwiększeniu kąta ψ otrzymujemy jednakowy dla całego szeregu położeń slotu, a mianowicie:

1. $a = 8\%$ $b = 3{,}67\%$ $c = 3{,}33\%$
2. $a = 10\%$ $b = 5{,}33\%$ $c = 4{,}00\%$
3. $a = 13{,}33\%$ $b = 5{,}33\%$ $c = 5{,}33\%$

$C_{y\ max} = 0{,}77.$

To zjawisko, jak już było wspomniane, pozwala na ulżenie mechanizmów slotowych.

W praktyce celem otrzymania dobrego przylegania slotu do płata, stosuje się szczelinę (rys. 13a). Powstaje teraz pytanie w jaki sposób ją tworzyć: czy przez tworzenie wklęsłości slotu, czy też przez obcinanie noska profilu płata? Z badań nad profilem ($\psi = 90^0$) i profilu 856 ($\psi = 116{,}5^0$) wyjaśniło się, że zamiana profilu slotu, na bardziej wklęsły, nie daje żadnego wpływu w stosunku do $C_{y\ max}$ przy jednakowych wielkościach „a", „b" i „c", a mianowicie:

$a = 8\%$ $b = 3{,}67\%$ $c = 3{,}33\%$

Stąd widzimy że wzrost $C_{y\ max}$ przy zwiększaniu kąta ψ jest spowodowany zmianą kształtu noska profilu płata. a nie wklęsłości slotu.

Aby określić wielkość optymalną kąta ψ (ze względu na $C_{y\ max}$), to obecnie, żadnych wskazówek nie mamy— chyba tylko z praktyki, że dla profili średniej grubości (10 ÷ 12%) kąt ψ winien być w granicach $110^0 \div 120^0$. Większość profili z tabl. 1 na skutek powiększenia kąta ψ może dać lepszy skutek pracy płata.

Na zasadzie tego wszystkiego możemy zrobić jeden ważny wniosek z punktu widzenia konstrukcji:

Sloty nakładane, z cienkich blach, na krawędzi natarcia płata mogą dać lepsze wyniki niż sloty wycinane z profilu płata np. profil *HP (AI)* tabl. 1, pomimo małej cięciwy slotu równej 8,37% daje $\Delta\ C_{y\ max} = 28\%$.

5. *Wpływ szczelin między krawędzią natarcia i spływu slotu, a profilem zasadniczym.*

Wybór najbardziej dogodnego położenia slotu w stanie otwartym.

Wpływ toru slotu podczas jego otwierania.

Średnie sloty sterowane należy dociskać w stanie zamkniętym, aby usunąć wszelkie szczeliny, gdyż wówczas obniżają się własności aerodynamiczne płata. Końcowe sloty tak winny być utworzone, aby na wirażach były zamknięte, a otwierały się przy tych prędkościach, przy których samolot idzie do lądowania.

Średnie sterowane sloty, powinny się otwierać po całkowitem otwiarciu się końcowych automatycznych slotów, gdyż w przeciwnym razie dostajemy duże siły na dźwigni sterowej slotów oraz zmniejszamy stateczność poprzeczną.

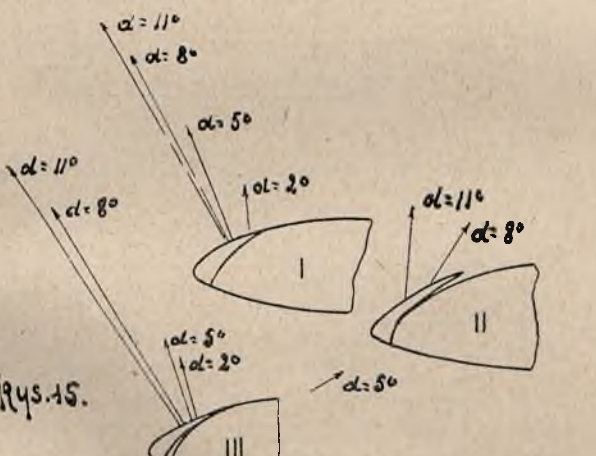
Zamykanie slotów odbywać się powinno w tej samej kolejności t. j. pierwsze powinny się zamknąć sloty końcowe, do czego powinniśmy zwiększyć szybkość, a później zamykamy średnie, sterowane. W tym wypadku stateczność nie pogarsza się, gdyż przy zamkniętych końcowych slotach szybkość jest już większa, a więc jest polepszenie aerodynamiczne, końców płata i powiększenie skuteczności lotek.

Przy urządzaniu automatycznych slotów wzdłuż całej rozpiętości kolejność otwierania winna być taka sama jak poprzednio opisana.

Naogół można powiedzieć, że zagadnienie określenia szybkości samolotu, przy których sloty powinny się otwierać i zamykać, oraz być zupełnie otwartymi, jest najbardziej ważnem pytaniem, na które należy sobie odpowiedzieć przy ich stosowaniu.

Na rys. 15 podane są wektory sił działających na sloty, przy różnych kątach natarcia

I dla slotu całk. przylegającego
II dla slotu z szczeliną na krawędzi spływu
III dla slotu z szczeliną na krawędzi natarcia.



Rys. 15.

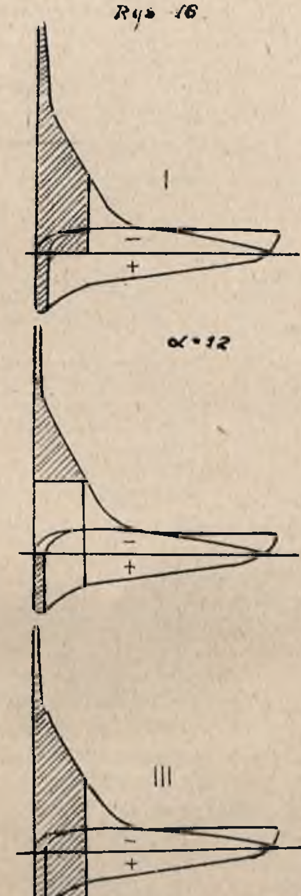
Wpływ szczelin na kierunek i wielkość sił aerodynamicznych działających na slot

Z wykresów widać, że z porównania wypadku I-go z wypadkiem II, slot będzie się otwierał mniej energicznie i na mniejszych szybkościach. W wypadku III — bardziej energicznie i na szybkościach dużych.

Przyczyna, podobnego działania szczeliny, będzie jasną po rozpatrzeniu wykresów rozkładu ciśnień dla tych wypadków (rys. 16); są one podane dla kąta natarcia $i = 12^0$. Część ciśnienia przypadająca na slot jest zakreskowana. W wypadku II widać że podciśnienie (na slocie) będzie równe podciśnieniu na krawędzi spływu slotu, czyli slot będzie mniej odciągany. W wypadku III siła działająca na slot zwiększa się, w porównaniu do wypadku I z racji ciśnienia na dolną powierzchnię slotu, czyli w szczelinie będzie ciśnienie bliskie ciśnieniu na dolną powierzchnię płata.

W praktyce często zachodzi potrzeba opóźniać otwarcie się slotu, t. j. robić szczelinę na krawędzi spływu, (rys. 15 — II, rys. 16 II), której wielkość dochodzi od 0,5 do 0,7% cięciwy płata.

Rys 16



zmiana obciążenia na slot w zależności od położenia szczeliny

Wpływ, opisanych szczelin, na własności aerodynamiczne płata dają wykresy rys. 17, z których widać, że wypadek II daje 100% powiększenie C_x oraz obniża C_y; w wypadku III pogorszenie ogólne jest mniejsze.

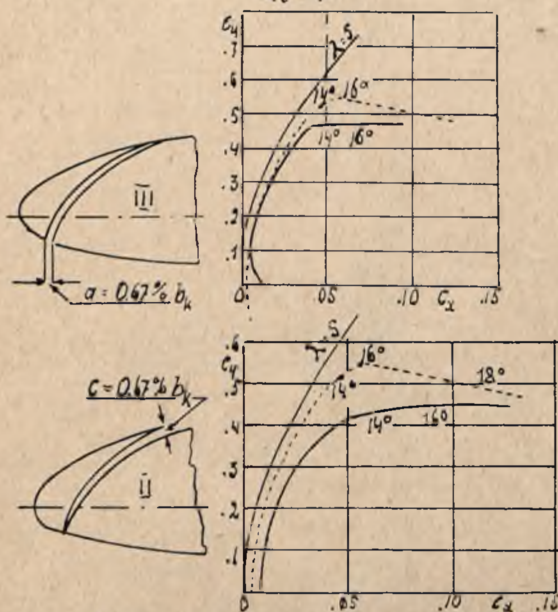
Należy dodać że rys. 17 jest podany dla slotów wzdłuż całej rozpiętości, jeżeli więc zastosujemy podobną regulację tylko do końcowych slotów, które stanowią 30 ÷ 40% rozpiętości, te pogorszenia będą mniejsze.

Wobec faktu że często należy stosować takie szczeliny, więc aby nie pogarszać zbytnio efektu aerodynamicznego, należy stosować szczelinę w/g rys. 18. Tutaj krawędź spływu slotu nie wychodzi poza profil całkowity i nie narusza opływu. Z góry określić wielkości tych szczelin jest rzeczą niemożliwą, a więc albo należy przewidzieć możliwość regulacji, albo przedmuchać model w

naturalnej wielkości i tą drogą określić kąty natarcia odpowiadające otwarciu i zamknięciu się slotów.

Położenie slotu w stanie otwartym, warunkuje się z

Rys. 17.



b_k - cięciwa profilu zasadniczego
-------- profil zasadniczy
——— płat ze slotami
Wpływ szczeliny przy slotach na C_y i C_x (profil M-124 CAGI cięciwa slotu 12%; V = 33÷34 m/sek model 750×150 mm)

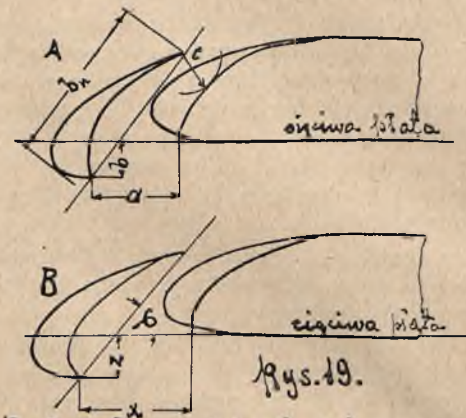
jednej strony, otrzymaniem możliwie największego skutku, z drugiej — osiągnięciem tego położenia, przy pomocy najbardziej prostej i lekkiej konstrukcji. Na zasadzie bardzo obfitego materjału doświadczalnego, stwierdzono, że przy ruchu slotu ku przodowi, należy również go opu-



Rys. 18. Ulepszony kształt szczelinowy.

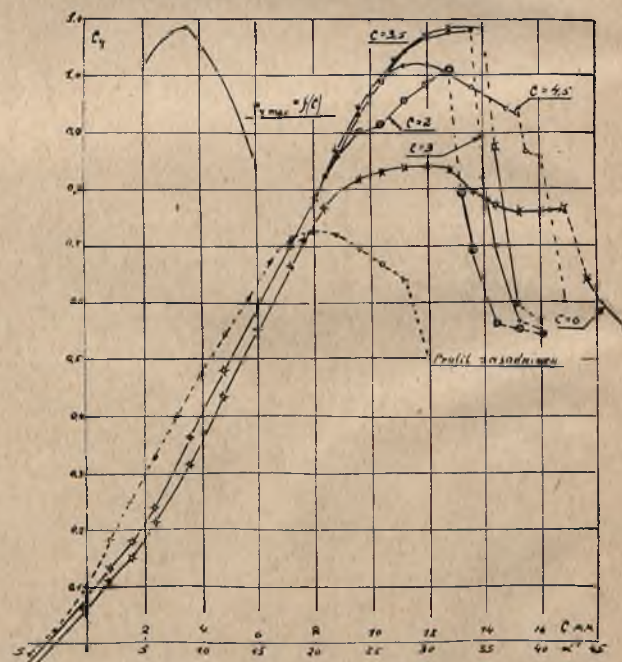
ścić, w stosunku do położenia zamkniętego; przyczem dla każdej pary przesunięć, poziomego i pionowego, maximalny efekt slotu odpowiada jednemu, określonemu stosunkowi szerokości szpary na krawędzi natarcia i spływu. Na rys. 19 A podane są współrzędne slotu w stanie otwartym, przyjęte w labor. CAGI, — a na rys. 19 B — współrzędne spotykane w angielskich publikacjach.

W labor. CAGI były przeprowadzono doświadczenia z profilem *P—II—b*, na rys. 20 podane są rezultaty doboru współrzędnej „*c*" ze względu na *Cy* przy dowolnie obranych wielkościach „*a*" i „*b*". Z tego wykresu widać



Rys. 19. Współrzędne położenia slotu otwartego

że wpływ wielkości „*c*" jest b. duży na *Cy* max płata; i dla określenia maximalnego efektu potrzeba conajmniej około 5 doświadczeń, oraz wykreślenia odpowiednich



Rys. 20. Wybór najlepszej wartości współrzędnej „c" przy dowolnie wziętych współrzędnych „a" i „b"

krzywych *Cy* = *f (i)*, przyczem zachodzi potrzeba znajdować krzywą *Cy* max dla dwuch bardziej stałych wielkości „*b*", bardziej zmiennych wielkości „*a*" i najbardziej wygodnej wielkości „*c*" dla każdego wypadku.

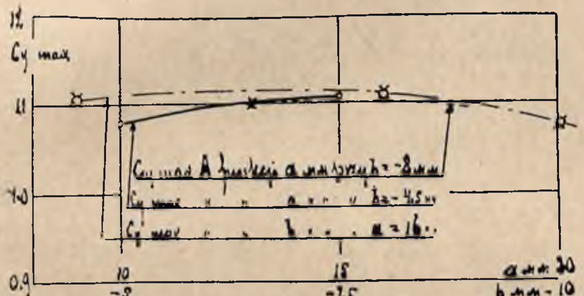
Na rys. 21 krzywe *Cy* = *f (i)* podane są dla dwuch wielkości *b*, a mianowicie *b* = — 4,5 mm (3% cięciwy płatu) i *b* = — 8 mm (5,33% cięciwy płatu). Z przebie-

gu tych krzywych widać, że krzywe $C_{y\,max} = f(a)$ przy $b = -4{,}5$ i $b = -8$ posiadają maximum dla $a = 15$ mm (10%).

Dla określenia najlepszej wielkości współrzędnej „*b*" na rys. 21 podana krzywa $C_{y\,max} = f(b)$ dla najlepszej wielkości $a = 15$ mm (10%). Ztąd najlepsze wymiary slotu otrzymaliśmy następująco $a = 15$ mm (10%) $b = 6{,}5$ mm ($4{,}33\%$); najlepszą wielkość „*c*", określa się wykreślnie drogą doboru, analogicznie do wykreślenia krzywej na rys. 20.

Widzimy, że do określenia najbardziej skutecznego położenia slotu, zaszła potrzeba określenia najlepszej wielkości „*c*" dla 11 par wielkości „*a*" i „*b*". Ogólnie daje to 55 różnych położeń slotu.

Z rys. 21 widać, przy najlepszej wielkości „*c*" zmiana dwuch drugich — w szczególności „*a*" i „*b*". Ogólnie daje to 55 różnych położeń slotu.

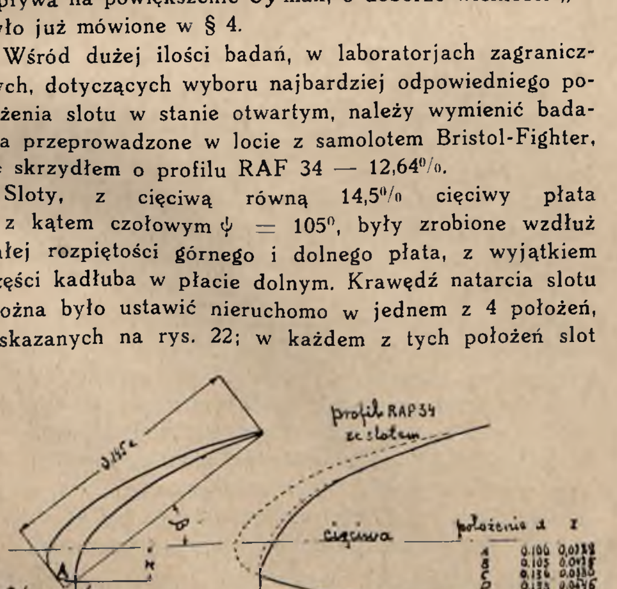


Rys. 21. Zależność C_y max od współrzędnych a i b dla profilu P-11-b przy najlepiej dobranej współrzędnej „C"

Z rys. 21 widać, przy najlepszej wielkości „*c*" zmiana dwuch drugich — w szczególności „*b*", bardzo mało wpływa na powiększenie *Cy* max, o doborze wielkości „*a*" było już mówione w § 4.

Wśród dużej ilości badań, w laboratorjach zagranicznych, dotyczących wyboru najbardziej odpowiedniego położenia slotu w stanie otwartym, należy wymienić badania przeprowadzone w locie z samolotem Bristol-Fighter, ze skrzydłem o profilu RAF 34 — $12{,}64\%$.

Sloty, z cięciwą równą $14{,}5\%$ cięciwy płata i z kątem czołowym $\psi = 105^0$, były zrobione wzdłuż całej rozpiętości górnego i dolnego płata, z wyjątkiem części kadłuba w płacie dolnym. Krawędź natarcia slotu można było ustawić nieruchomo w jednem z 4 położeń, wskazanych na rys. 22; w każdem z tych położeń slot

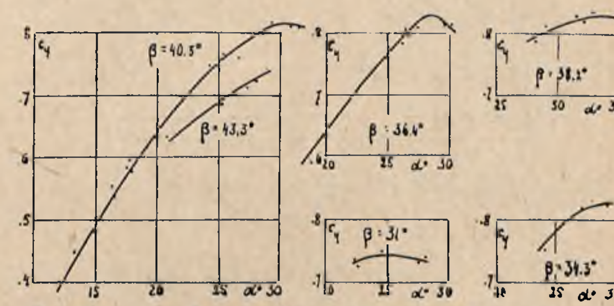


Rys. 22. Cztery kombinacje położenia slotu na płatowcu Bristol Fighter w doświadczeniach w locie (profil RAF 34 ze slotami R.S.M. Nr 1151)

można było obracać zmieniając kąt β pomiędzy cięciwami slotu i płata.

Dla różnych położeń nieruchomo umocowanych slotów, C_y płatów określało się, podczas lotu z zatrzymanym silnikiem.

Na rys. 23 podane jest $C_y = f(i)$ dla położenia slotu w punkcie A, w zależności od kąta β.



Rys. 23. Krzywe C_y przy położeniu slotu w punkcie A (podane rys. 22) β - kąt pomiędzy cięciwami slotu i płata (R. & M. Nr 1151)

Na rys. 24 podana zmiana $C_{y\,max}$ w zależności od kąta β.

Ztąd widać:

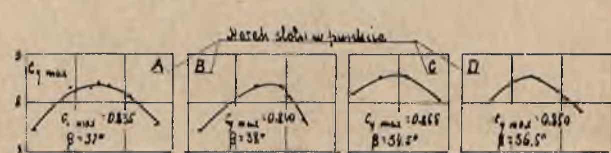
1º. Dla dwuch, najbardziej wysuniętych do przodu położeń *C* i *D* $C_{y\,max}$ otrzymujemy nieco większe, niż dla położeń tylnych *A* i *B*.

Położenie	Cynax		%
C	0,855	34,5	13,6
D	0,850	36,5	13,3
B	0,840	38,0	10,3
A	0,835	37,0	10,6

2º. Jeśli odsuwamy slot dalej do przodu, celem otrzymania większych wartości $C_{y\,max}$, należy zmniejszać kąt β.

3º. Odchylenia kąta β odpowiadającego $C_{y\,max}$ w granicach $\pm 3^0$ daje zmniejszenie $C_y \pm 4\%$.

4º. Przy odpowiednim doborze zmiany pozostałych



Rys. 24. C_y max przy położeniu slotu w różnych punktach w zależności od kąta β (R.-M. Nr 1151)

dwuch wielkości *x* (*a*) i *z* (*b*) praktycznie nie zmienia skuteczności slotu w dość dużych granicach, a mianowicie:

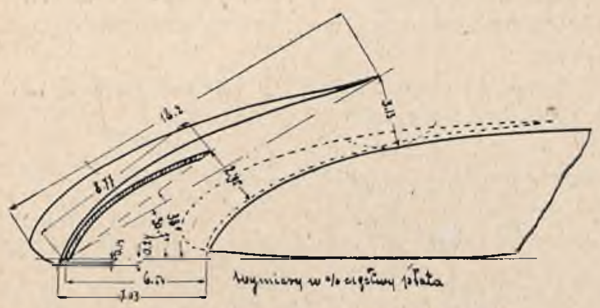
$x(a) \sim$ od 10,3 do $13{,}6\%$ cięciwy płata

$z(b) \sim$ od 2,28 do $4{,}25\%$ cięciwy płata

Doświadczenie z powyżej wspomnianym płatowcem pokazały że przy położeniu slotu w punkcie *C* i przy $\beta = 35.7^0$ $C_{y\,max}$ wzrosło z 0.56 na 0.855 t. j. $\Delta C_{y\,max} = 0{,}295$ czyli $52{,}5\%$.

Doświadczenia z tym samym płatowcem tylko z profi-

lem BF 2e = 5,91%, na którym były stosowane sloty różnych form i cięciw (rys. 25) dały następujące rezultaty.



Rys. 25. Wymiary slotów badanych na samolocie Bristol Fighter (R & M Nr. 1007)

slot z cięciwą	18,2%	$C_{y\,max}$	— 0,85
„ „	8,77%	„	— 0,74
Płat bez slotu			— 0,54

Z porównania doświadczeń w locie dla profili RAF 34 i RF2 otrzymane były następujące rezultaty.

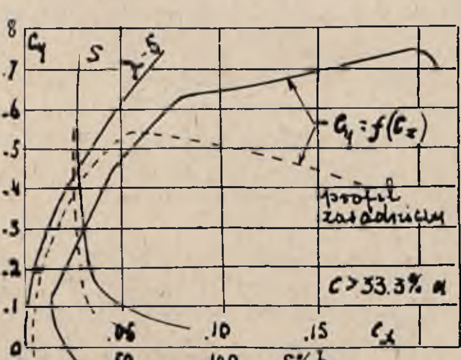
RAF 34 $b_n = 14{,}5\%$, $e = 12{,}64\%$ $\Delta C_{y\,max} = 0{,}855 - 0{,}56 = 0{,}295$ (52,5%)

$B\,F2$ $b_n = 18{,}2\%$ $e = 5{,}91\%$ $\Delta C_{y\,max} = 0{,}85 - 0{,}54 = 0{,}31$ czyli 57,5%

$B\,F2$ $b_n = 8{,}77\%$ $e = 5{,}91\%$ $\Delta C_{y\,max} = 0{,}74 - 0{,}54 = 0{,}20$ czyli 37%

Na zasadzie tych doświadczeń widzimy, że dla płata z profilem bardziej grubym efekt stosowania slotów jest większy niż dla profili cienkich.

Położenie slotu w stanie otwartym, ma wpływ na inne własności aerodynamiczne. Na rys. 26 podane są krzywe biegunowe profilu 856 M 12a przy wielkościach $a = 10\%$ $b = 5{,}33\%$ $c = 4.67$.

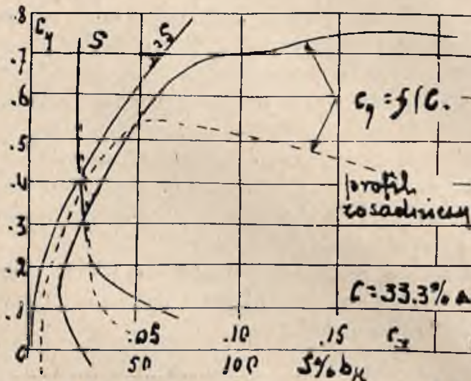


Rys. 26. Współczynniki Cy i Cx profilu 856 CAGJ przy a=10%, b=5.33%, c=4.67%

Na rys. 27 dla tegoż samego profilu lecz przy $a = 10\%$; $b = 5{,}33\%$; $c = 3{,}33\%$ (w % % cięciwy płata)

A więc, różnica w położeniu slotów polega na tem, że w pierwszym wypadku slot jest bardziej pochylony przyczem „c" = 33,8% wielkości „a".

W pierwszym wypadku ($c = 46{,}7\ a$) środek parcia płata, na dużych kątach natarcia, wędruje ku tyłowi, w drugim wypadku ($c = 33{,}3\%\ a$) środek parcia, naodwrót, wędruje ku przodowi, w porównaniu z profilem zasadniczym.



Rys. 27. Współczynniki Cy i Cx profilu 856 CAGJ przy a=10%, b=5.33%, c=3.33%

Z tychże samych krzywych widać, że dla $c = 46{,}7\ a$ C jest większa niż dla $c = 33{,}3\%\ a$.

Dla profilu CAGI 856, 855, 854 i 853 przerobionych z profilu M 12 można nawet ustalić prawo wędrowania środków parcia w zależności od stosunku wielkości c/a a mianowicie: $c > 33{,}3\%$ wielkości a, środek parcia płata wędruje ku tyłowi w porównaniu z profilem zasadniczym, a przy $c < 33{,}3$ — ku przodowi.

Należy, jednakże, powiedzieć, że przy innych profilach prawidło to nie zostało potwierdzone, t. zn. że przedziały stosunków a/c dla różnych profilów są różne.

Zrealizowanie w praktyce, teoretycznie najbardziej skutecznego slotu, jest możliwem jedynie wówczas jeżeli będą one sterowane. Przy projektowaniu mechanizmów slotów automatycznych, dla otrzymania najbardziej skutecznego położenia slotu w stanie otwartym, a także prędkości lub kąta natarcia przy którym sloty powinny się otwierać lub zamykać, należy uwzględnić kierunek sił działających, przy różnych położenia slotu, jak i również krzywą, po której porusza się slot podczas całkowitego ruchu.

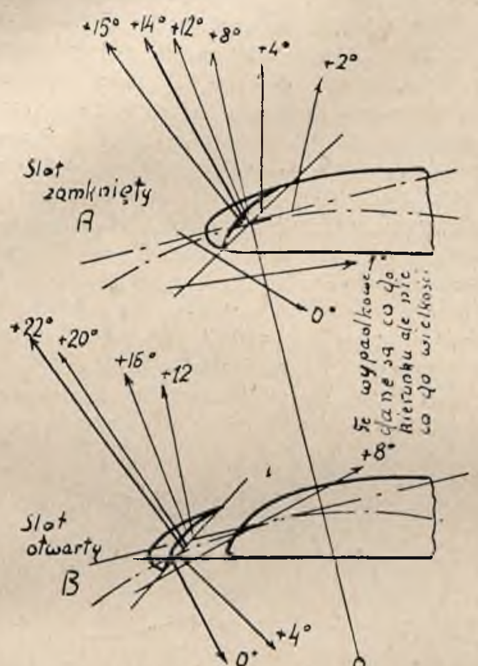
Dla określenia cynematyki automatycznych slotów potrzebnem jest określenie wielkości i kierunku sił aerodynamicznych działających na slot, przy różnych kątach natarcia, oraz pośrednich i końcowych położeniach slotu. Praca ta zabiera dużo czasu, pomimo tego nigdy nie bywa dokładną, gdyż dokładne określenie zgóry ciężaru slotów i tarcia w ich mechanizmach jest rzeczą trudną. Ostateczną formą sprawdzenia, zaprojektowanych slotów są dmuchania płata w naturalnej wielkości.

Jerzeli potrzebnych dmuchań nie można przeprowadzić — to podczas projektowania, należy przewidzieć możliwość zmiany drogi slotu, i jego orjentacji względem niej, pomimo szczelin, o których już była mowa. Jako wada może wystąpić to, że sloty nie dochodzą do położenia teoretycznie obranego, oraz konieczność przeróbek inter-

ceptora, który przy niezupełnych otwarciach slotu, albo wcale nie pracuje lub jest mało skuteczny.

Przedwczesne otwarcie slotu, choćby tylko częściowe powoduje zmniejszenie się szybkości wznoszenia, oraz powiększa czas wirażów. Jeżeli sloty otwierają się nieodrazu, a powoli i przytem mają tendencję do wahań, to jest to zjawisko bardzo nieprzyjemne w czasie lotu (rzucanie) oraz wpływa ujemnie na stateczność poprzeczną. Często zły wybór układu cynematycznego slotu powoduje to, że płatowiec ze slotami jest nie tylko że gorszy, ale więcej — nie nadający się do lotów.

Do wstępnego wyboru układu cynematycznego slotu można dać następujące wskazówki.

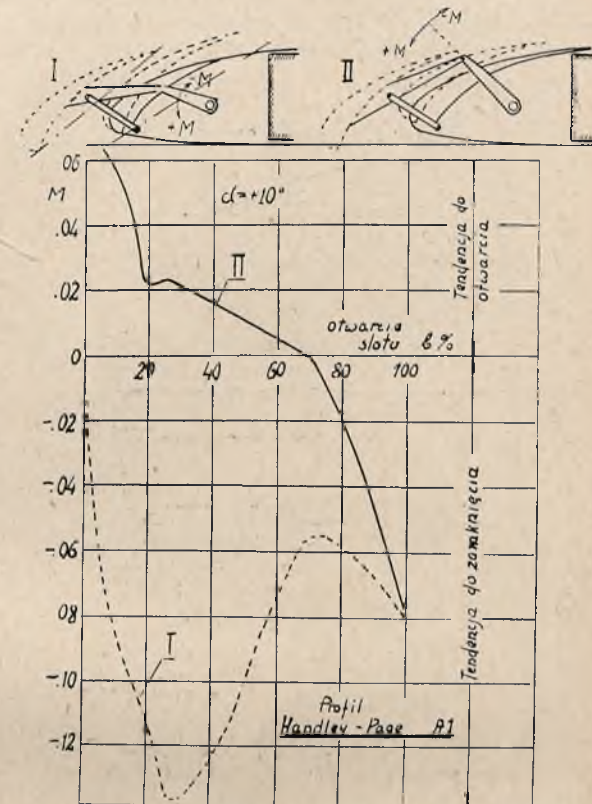


RYS 28 Kierunek sił aerodynamicznych działających na slot dla różnych kątów natarcia

Jeżeli znane są kierunki i wielkości sił aerodynamicznych, działających na slot, w stanie zamkniętym i otwartym (rys. 28), a cięciwy slotu w obydwuch wypadkach są do siebie równoległe, to można zastosować mechanizm pozwalający na ruch slotu po linji prostej. Oś rury winna być prostopadła do kierunku siły odpowiadającej momentowi początku otwarcia slotu. (rys. 28) Początek zamykania slotu, jak i również siła przy której slot będzie się utrzymywał w stanie otwartym, przy różnych kątach natarcia, można z przybliżeniem określić z rys. 28—B.

Jeżeli cięciwa slotu w stanie otwartym tworzy z cięciwą płata kąt większy, niż w stanie zamkniętym, to droga slotu jest bardziej skomplikowaną. W tym wypadku można mechanizm otwierania slotów również skonstruować w postaci rury ślizgającej się po rolkach z tem tylko, że rura musi być wygięta po łuku koła.

Przy stosowaniu wyżej wspomnianych konstrukcji zachodzi potrzeba robienia otworów w przednich dźwigarach, oraz miejsca zamocowania dźwigni muszą być umieszczone w miejscach rozporek między-dźwigarowych. Najwięcej dogodnym mechanizmem przy użyciu slotów małej rozpiętości jest układ dźwigniowy umieszczony między krawędzią natarcia, a przednim dźwigarem.



RYS. 29 Moment sił, działających na slot względem osi obrotu tylnej dźwigni dla $i = 10°$

Na rys. 29 podane są wykresy dźwigniowych mechanizmów, oraz momenty, sił działających na sloty, względem osi obrotu tylnej dźwigni, przy kącie natarcia płata $i = + 10^0$.

Położenie slotów w stanie otwartym i zamkniętym jest jednakowe dla obydwuch wypadków I i II.

Różnica w cynematyce polega na tem, że dla wypadku I-go, ruch początkowy slotu jest wyraźnie zaznaczony, podniesieniem się krawędzi spływu do góry co powoduje że w położeniu pośrednim (punktowanie) szczelina rozszerza się z dołu do góry.

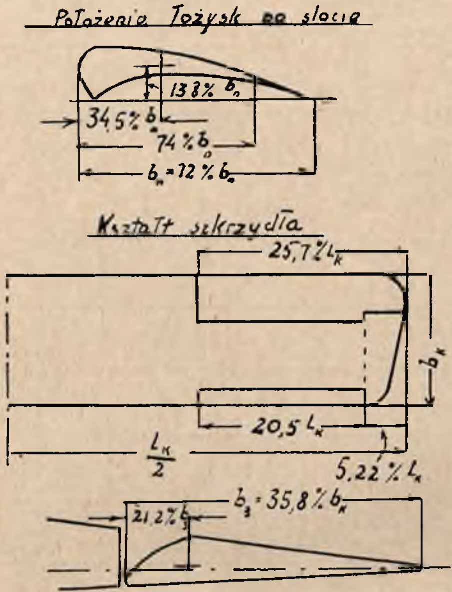
Z wykresu 29 widać że w wypad. I slot przez cały czas ma tendencję do zamykania się, a w wypadku II na 70% drogi, stara się otworzyć, a dalej na 30% drogi, aby się otworzył do końca musimy przyłączyć moment, przezwyciężający siły starające się go zamknąć.

Jeżeli, więc chcemy, aby slot otwierał się przy kącie $i = + 10^0$, obydwa podane rozwiązania nie nadają się, gdyż w pierwszym wypadku slot wogóle się nie otworzy, a w drugim otworzy się tylko na 70% całkowitej drogi; w tem położeniu nie będzie stateczny i wystarczy niewielka zmiana kąta natarcia, aby wywołać jego wahania.

Aby osiągnąć stateczność slotu przy dźwigniowych mechanizmach, zachodzi potrzeba powiększenia długości

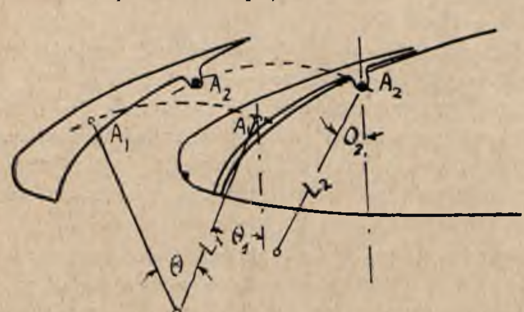
dźwigni i osie ich obrotu umieszczać poza obrysem profilu na specjalnych wspornikach, co powoduje zwiększenie oporu czołowego samolotu.

Badania, nad doborem stosunków dźwigni oraz umieszczeniem ich osi obrotów, bardzo szczegółowo zostały przeprowadzone w Anglji na samolocie „Atlas" specjalnie do tego celu zbudowanego (RM Nr. 1165, 1260) w dwuch egzemplarzach.



Rys. 30 Główne wymiary górnego płata samolotu „Atlas" (R&M № 1165)

W obydwu wypadkach profil płata był jednakowy RAF 28: cięciwa slotu wyniosła 12% (rys. 30). Slot długości cięciwy płata, był umieszczony na samym końcu skrzydła. Szkic, stosunki ramion, oraz położenie slotu w stanie otwartym podane na rys. 31. Na zasadzie tych doświadczeń wysnuto następujące wnioski:



Rys. 31 Szemat oznaczenia kątów i dźwigni (R & M № 1165)

1. Dla powiększenia kąta otwarcia Θ przy kącie natarcia $\sim 10^0$ jest koniecznem, aby kąt Θ_2, pomiędzy prostopadłą do cięciwy płata i tylną dźwignią, był mniejszy od kąta Θ_1, utworzonego przez prostopadłą do cięciwy i dźwignię przednią t. j. $\Theta_2 < \Theta_1$.

2. Przez wydłużenie przedniej dźwigni, linjowa wielkość otwarcia slotu powiększa się.

3. Przez zmniejszenie długości tylnej dźwigni slot otwiera się bardziej energicznie.

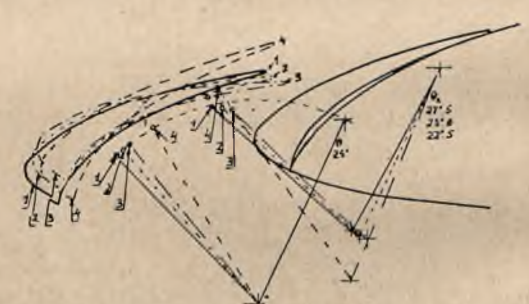
4. Aby slot otwierał się na dużych kątach natarcia potrzeba aby $\Theta_2 > \Theta_1$.

Wpływ, wielkości otwarcia slotów, na C_y było zbadane na modelu o wymiarach 48" $\times$ 8" ze slotem wzdłuż całej rozpiętości płata; długość przedniej dźwigni wyniosła $L_1 = 9{,}6\%$ b i $\Theta_1 = 25^0$ natomiast L_2 i Θ_2 były zmieniane $L_2 = 7{,}5$; 8,8; 9,6% cięciwy płata; $\Theta_2 = 10^0 : 15^0 : 20^0$ i 30^0.

Z doświadczeń wynikło, że częściowe otwarcie slotów dla kątów $i = $ od 5^0 do 10^0 powodowało zmniejszenie się Cy W wyniku tego rozpatrywane wielkości dźwigni przy $\Theta_2 = 25 \div 30^0$ nie nadają się do slotów automatycznych, gdyż dostajemy wówczas, na skutek wahań kąta natarcia w małych granicach, niestateczność samolotu. Aby uniknąć straty C_y przy niezupełnym otwarciu się slotu zastosowano tylną dźwignię większą od poprzedniej i przy $\Theta_2 = 10$, 15 i 20^0 straty C_y nie otrzymano.

Doświadczenia nad wpływem kształtu szczeliny, między slotem i płatem, na zmniejszenie się C_y dały: że przy kącie natarcia i $= 10^0$ i $L_1 = 9{,}6\%$ i $\Theta_1 = 25^0$ oraz $c = 0{,}532a$; $c = 0{,}624a$; $c = 0{,}612a$; i $c = 0{,}68a$ gdzie a odpowiednio wynosiło $a = 0{,}62$; 1,25; 1,88; 2,5% cięciwy płata, zmniejszenia Cy nie otrzymano.

Przy jednakowej szerokości szczeliny zarówno z brzegu natarcia jak — spływu, siła nośna spadała, w porównaniu do płata bez slotów, w miarę zwiększania się szczeliny w następujący sposób.



Rys 32 Położenia slotu przy locie na krytycznym kącie natarcia w zależności od tylnej dźwigni i od Θ_2 (R&M № 1260) Długość dźwigni przed. $L_1 = 0{,}096\,L$ tył. $L_2 = 0{,}0855\,L$ Układ I, II } $\Theta_1 = 25^\circ$ { $\Theta_2 = 27{,}5^\circ$, $\Theta_2 = 20^\circ$ Układ III, IV } $\Theta = 25^\circ$ { $\Theta_2 = 22{,}5^\circ$, $\Theta_2 = 22{,}5^\circ$ przy $L_2 = 0{,}106\,L$

$a = c =$	0,62	cięciwy	płata	ΔC_y —	8%
„	1,25	„	„	„	18%
„	1,88	„	„	„	15%
„	2,5	„	„	„	18%

Widzimy że dla $i = +10^0$ stosunek wielkości c w procentach od a powinien wynosić $c = 67\%\,a$, dla mniejszych jeszcze kątów natarcia szczelina powinna być jeszcze bardziej zwężająca się.

Doświadczenia w locie dały następujące rezultaty:

1. Wielkość mechanizmu slotu były następujące:

$L_1 = 9{,}6\%$ $\quad \Theta_1 = 25^0$

$L_2 = 8{,}6\%$ $\quad \Theta_2 = 27{,}5^0$

Otwarcie slotów odbywało się jednocześnie przy $i = 11,5\%$ przez co odpowiadało szybk. 104 km/godz. czyli przy szybkości mniejszej o 8 km/godz. od najlepszej szybkości wznoszenia. Przy tej szybkości w locie poziomym samolot robił ślizg na jedno lub drugie skrzydło.

2. Po zmniejszeniu kąta $\Theta_2 = 25^0$ dla tych samych wymiarów dźwigni sloty otwierały się przy $i = 9^0$ i szybkości 121,5 km/godz. Dążność do ślizgów zmniejszyła się nieco, ale przy szybk. 104 km/godz. zjawiła się w tym samym stopniu.

3. Następnie Θ_2 zmniejszono do $\Theta_2 = 22,5$ i sloty zaczynały się otwierać przy szybkości V = 137 km/godz. i były nowpółotwarte, przy optimalnej szybkości wznoszenia t. j. 112 km/godz. tendencja do ślizgu znikła.

4. Wobec tego że skuteczność slotu w ostatnim wypadku była nie dostateczna tylną dźwignię zwiększono do $L_1 = 10,5\%$.

Podczas pierwszego lotu po tej zmianie, lewy slot otwierał się przy szybkości 150 km/godz. a prawy przy szybkości 118 km/godz. i ślizgi na prawe skrzydło pojawiły się przy $V = 104$ km/godz. Po przeglądzie okazało się, że prawy slot tworzył u krawędzi spływu, szczelinę szerokości 3,2 mm i po jej usunięciu sloty otwierały się jednocześnie przy $V = 150$ km/godz. oraz tendencja do ślizgów znikła.

Lotki okazały się zupełnie niedostateczne przy slotach otwartych. Przy całkowitem wychyleniu knypla samolot pozostawał w niezmienionej pozycji. Usiłowanie wprowadzenia płatowca w korkociąg były bezskuteczne, samolot przechodził w stromą spiralę, z której powoli wychodził. Przy lądowaniu z szybkością ∞ 99 — 105 km/godz. zawsze zjawiało się „zwisanie" płatowca na prawe skrzydło tak że potrzeba było knypel kłaść aż na lewą burtę.

Przy projektowaniu slotów, zagadnienia, były wyjaśniane przy pomocy dmuchań w tunelach o małych średnicach i prędkościach.

Większość dmuchań początkowych ze slotami było zrobione w tunelu o średnicy $D = 1,2$ mtr. szybkości $V = 13$ mtr./sek. Materjał otrzymany z tych doświadczeń jest b. cennym, jednakże przy korzystaniu z niego należy wprowadzać dość duże poprawki w kierunku obniżenia skuteczności slotów. W późniejszym czasie przeprowadzono doświadczenia nad identycznymi modelami u Handey Page i RAF — różnice były następujące:

I H. P. C_y max = 0,985

II RAF. C_y max = 0,865

Wpływ szybkości powietrza w tunelu dał wyniki:

$V = 90$ m/sek C_y max = 0,827

$V = 24$ m/sek C_y max = 0,882

Różnice te wynikają na skutek oddziaływania ścianek tunelu.

Maksym Gorkij

W lipcu 34 r. wykonano w Z.S.R.R. „największy w świecie" lądowy samolot t. zw. „agitacyjny", który nazwano „*Maksym Gorkij*" ku upamiętnieniu 40-letniego jubileuszu znanego rosyjskiego pisarza Gorkiego. Prasa sowiecka przynosi nam szereg konkretnych wiadomości o tym olbrzymie, których zestawienie podajemy niżej.

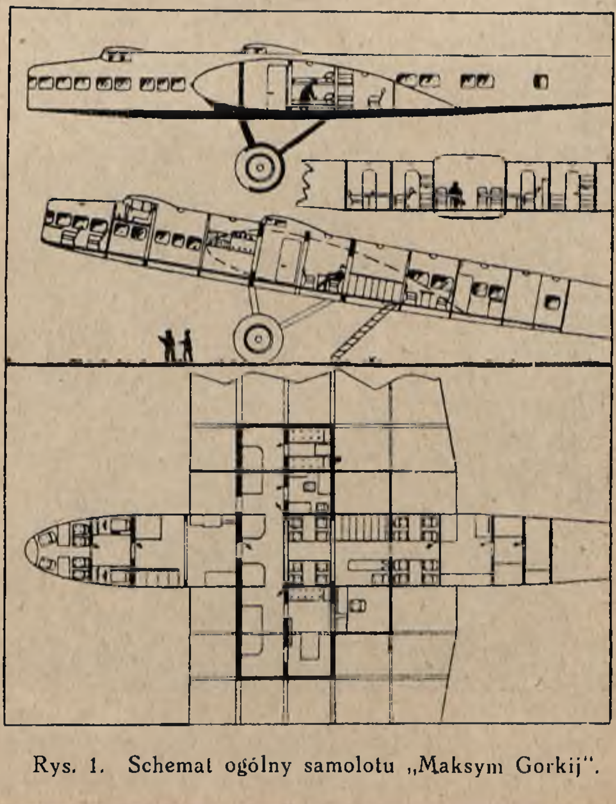
Opis samolotu. Jest to jednopłat wolnonośny o jednopłatowem osterzeniu. Materjał zasadniczy budowy — duraluminjum. Cechy samolotu są następujące:

rozpiętość skrzydeł — 63 m,
długość samolotu — 32,5 m,
wysokość — 10,5 m,
ciężar całkowity w locie — 42 tonny,
ilość silników — 8,
ogólna moc silników około — 7.000 M.K.,
projektowana szybkość maksymalna — 260 km/godz.,
projektowana szybkość podróżna — 220 km/godz.,
projektowany zasięg — 1.000 km,
załoga — 23 ludzi,
pasażerowie — 43 ludzi.

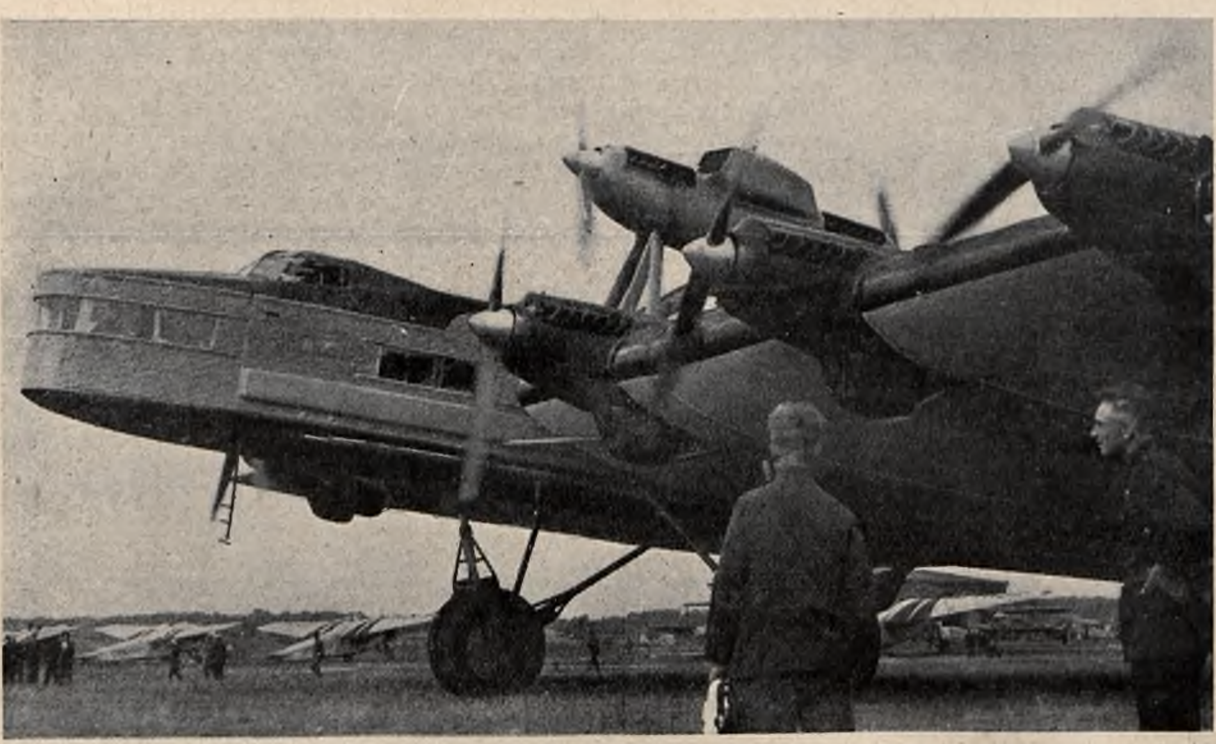
Powierzchnia nośna składa się z 2-ch płatów i baldachimu. Każdy płat przymocowuje się do baldachimu zapomocą 6-ciu bolców ze stali chromoniklowej. Od miejsca zamocowania skrzydła wznoszą się do góry (6°40') celem nadania samolotowi większej stateczności poprzecznej.

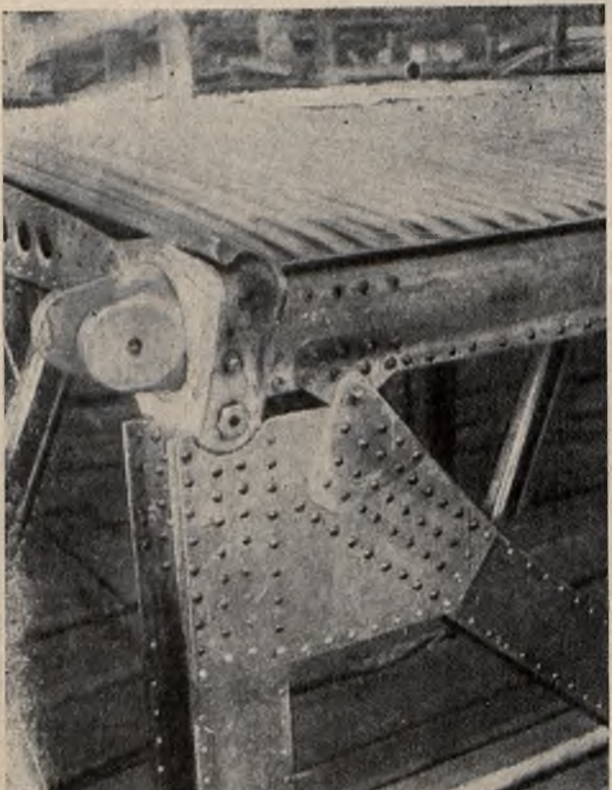
Szkielet powierzchni nośnej składa się z trzech dźwigarów, żeber i rozpórek. Dźwigary i żebra wykonane są w kształcie krat, przypominających konstrukcje mostowe.

Pokrycie skrzydła — blacha falista duralowa.



Rys. 1. Schemat ogólny samolotu „Maksym Gorkij".





Rys. 2. Szczegół baldachimu w miejscu umocowania skrzydła.

Cała konstrukcja komory nośnej duraluminjowa z wyjątkiem niektórych węzłów i innych ważnych okuć, wykonanych ze stali chromomolibdenowej.

Dla ułatwienia transportu na ziemi (kolej) skrzydło rozkłada się na 19 części, licząc w tem drobne części.

Jako znaczny postęp techniczny podkreśla prasa, duże jak na samolot o tej wadze, wydłużenie skrzydła, nie podaje go jednak w liczbach.

Kadłub duraluminjowy o prostokątnym przekroju. Jego szkielet stanowią 4 rury dźwigarowe, umieszczone w kątach przekroju i połączone rozpórkami ramowemi. Pokrycia kadłuba — blacha falista duralowa.

Kadłub składa się z 2-ch odrębnych części: przedniej i tylnej, część środkową stanowi baldachim. Obie części kadłuba przymocowane są do baldachimu, każda zapomocą 4 śrub ze stali chromoniklowej.

Podwozie składa się z dwóch stalowych piramid (kozłów), opartych podstawami na dźwigarach baldachimu. Wierzchołek każdej piramidy oparty jest na 2 dwumetrowych kołach.

Golenie podwozia mają kształt wideł; między ich zębami znajdują się koła. Amortyzacja podwozia oliwno-powietrzna zawarta jest w przednich goleniach. Górna część goleni („trzonek wideł") jest cylindrem, wypełnionym olejem i sprężonem powietrzem i stanowi całość z dolną częścią goleni („zębami wideł"). W cylindrze znajduje się tłok przymocowany na stałe do dźwigara baldachimu.

Koła są zaopatrzone w hamulce, uruchomiane przez pilota zapomocą sprężonego powietrza. Hamować można zarówno oba koła jednocześnie, jak i każdą parę zosobna, co znacznie zmniejsza długość wybiegu i ułatwia manewrowanie samolotem na ziemi. Koła są zmontowane na łożyskach kulkowych. Rozstawienie kół — 10,646 m.



Ryś. 3. Lewa goleń podwozia
U góry widać oleo-powietrzny amortyzator.

Podwozie jest wykonane całkowicie z materjałów krajowych.

Ogonowe urządzenie do lądowania składa się z koła i oliwno-powietrznego amortyzatora. Urządzenie amortyzacyjne jest podobne do konstrukcji podwozia; tłok amortyzatora, przymocowany do kadłuba, jest nieruchomy, cylinder ześ z widłami obraca się dookoła tłoka. Dla ułatwienia obracania się koła ogonowego, oś jego jest odsunięta w tył w stosunku do osi pionowej amortyzatora o 300 mm.

Usterzenie poziome składa się z ruchomego statecznika i sterów wysokości, konstrukcji jednopłatowej, mieści się na ogonowej części kadłuba i umocowuje się do niego i do statecznika pionowego zapomocą ściągien profilowych. Kąt ruchu statecznika poziomego wynosi 9°.

Stery wysokości (prawy i lewy) zawieszone są na stateczniku poziomym zapomocą 5 zawiasów każdy. Odciążenie w locie normalnym wykonują automatyczne „Servostery", w warunkach zaś cięższych (wzlot, lądowanie) — statecznik poziomy. Dla odciążenia własnego ciężaru sterów wysokości, są przewidziane przeciwwagi wewnątrz kadłuba.

Usterzenie pionowe składa się ze steru kierunkowego i statecznika pionowego typu jednopłatowego o znacznej wysokości 5,67 m). Ster kierunkowy zawieszony jest zapomocą 3 zawiasów na słupku ogonowym, który jest zakończeniem statecznika pionowego, sztywno z nim związanym. Statecznik pionowy przymocowany jest do kadłuba i statecznika poziomego zapomocą ściągien profilowych.

Dla odciążenia pilotów, ster kierunkowy ma samoczynny „Servoster-kompensator".

Lotki idą przez całą prawie rozpiętość skrzydeł i stanowią ich krawędź odpływową, zawieszone są na 9 zawiasach każda. Lotki mają odciążenie tylko osiow.e

Sterowanie podwójne, t. j. obliczone jest na 2-ch pilotów. Mechanizm kierowania (w kabinie pilotów) sterami wysokości, sterem kierunkowym i lotkami jest ogólnie przyjęty dla samolotów ciężkich „CAGI". Nowe jest tylko całkowicie sztywne przeniesienie dla sterów wysokości i kierunkowego. Dźwignie sterów wysokości i kierunkowego wykonane są z rur duraluminjowych i są umieszczone pomiędzy rolkami (rozmieszczonemi dokoła dźwigni), które zkolei obracają się na łożyskach kulkowych. Wskutek tego tarcie w sterowaniu jest minimalne.

Przeniesienie sterowania lotkami, zwykłe dla ciężkich samolotów „CAGI" — półsztywne: od drążków sterowych pilotów do baldachimu idą linki, dalej wzdłuż skrzydeł dźwignie sztywne z rur duraluminjowych, zmontowanych na zawiasach. Całe przeniesienie i same lotki obracają się na łożyskach kulkowych.

Normalne kierowanie statecznikiem poziomym jest elektryczne zapomocą specjalnego motoru elektrycznego, umieszczonego obok mechanizmu podnoszącego statecznik i połączonego z nim przekładnią trybową. Uruchomienie motorka wykonuje się z kabiny pilotów zwykłym naciśnięciem kontaktu, włączającego motorek do centralnej stacji elektrycznej lub akumulatorów. Na wypadek uszkodzenia tej sieci istnieje zwykłe kierowanie linkowe zapomocą drążków sterowych w kabinie pilotów. Doświadczenia wykazały, że przy obciążeniu statecznika ciężarem 800 kg możliwe jest jeszcze kierowanie ręczne.

Przy pierwszych już lotach okazało się, że wszystkie stery i stateczniki działały dobrze, nie męcząc pilota, z dostatecznym zapasem możności ruchu w tę czy inną stronę. Samolot jest dobrze zrównoważony i pozwala na porzucanie sterów w locie. Ustawia się, czy też ma być ustawiony na samolocie automatyczny pilot, co bardziej jeszcze ułatwi prowadzenie maszyny.

Grupa śmigło-silnikowa składa się z 8 silników M—34 (konstrukcji sowieckiej) z reduktorami o mocy 850 M.K. każdy. Stopień redukcji — 0,59. Istnienie reduktorów pozwoliło na zastosowanie na samolocie śmigieł o dużej średnicy, co mimo grubego profilu skrzydeł znacznie zwiększyło spółczynnik wydajności śmigieł. Narazie na samolocie są ustawione śmigła drewniane o średnicy 4,5 m z wyjątkiem górnego tylnego śmigła, które ma średnicę 4,3 m.

Silniki pracują na mieszance 80% zwykłej benzyny bakińskiej i 20% benzolu oraz olejach mineralnych marki „AAC". Do zastrzykiwania benzyny dla zapuszczania silników używa się benzyny groźnieńskiej.

6 silników wmontowano w przednią krawędź skrzydeł po 3 na każdem skrzydle (ściślej po 2 na skrzydłach i po 1 w baldachimie) oraz 2 silniki na górze, w osi samolotu, na baldachimie) na specjalnej podstawie ze

stali chromomolibdenowej, opartej na dźwigarach baldachimu. Silniki górne są ustawione w tandem. Silniki skrzydłowe są ustawione na wysuniętych naprzód chromomolibdenowych łożach silnikowych opartych na przednich dźwigarach skrzydeł.

Dzięki znacznej grubości skrzydeł osiągnięto dobry dostęp w locie ze skrzydła do osprzętu silników (pompy, gaźniki, iskrowniki, chłodnice wodne i smarów, zasłony i t. p.). Wprawdzie większej części świec w locie nie da się zmienić. Aby nie zwiększać oporu czołowego samolotu, nie przewidziano dostępu do górnych silników. Silniki mają osobne rury wydechowe, bardziej pewne niż zbiorowe. Urządzenia przeciwpożarowe są zwykłego typu.

Schemat doprowadzania benzyny, ze względu na wielką ilość silników i różnorodne ich rozmieszczenie oraz wielką ilość zbiorników jest dość skomplikowany.

Zasilanie silników górnych wykonuje specjalna pompa elektryczna, która pędzi benzynę ze zbiorników skrzydłowych do górnych zbiorników, z nich zaś do silników. Na wypadek uszkodzenia pomp elektrycznych są przewidziane ręczne. Zasilanie silników skrzydłowych może być wykonane trzema sposobami: specjalnemi pompami elektrycznemi, pompami ręcznemi lub częściowo opadowo (własnym ciężarem).

Na wypadek uszkodzenia pompy któregokolwiek silnika przewidziane jest zasilanie go benzyną zapomocą pompy silnika sąsiedniego.

Oleje własnym ciężarem ściekają do pompy silnikowej, która tłoczy je do silnika i wypompowuje, żeby skierować do chłodnicy i dalej do zbiornika. Chładnice olejów umieszczone są bezpośrednio za silnikami (u silników skrzydłowych) i są łatwo dostępne dla obsługi.

Silniki są chłodzone wodą. Chłodnice dla wody są umieszczone pionowo pod silnikami (pod dolną powierzchnią skrzydeł).

Stopień chłodzenia wody regulują specjalne osłony żaluzjowe, uruchamiane elektrycznie lub ręcznie. Dla zupełnego otwarcia lub zamknięcia osłon ślimak przeniesienia musi wykonać ponad 100 obrotów.

Chłodnice górnych silników są sprzężone, osłony są zwykłego typu. Pojemność systemu wodnego każdego silnika skrzydłowego wynosi 120 l, każdego zaś górnego—90 l.

Kierowanie silnikami jest zdecentralizowane. Kierowanie silnikami i kontrola ich pacy wykonuje się z 3-ch punktów przez 3-ch mechaników pokładowych (2-ch skrzydłowych i 1 — baldachimowy). 6 skrzydłowych silników stanowią 2 grupy, kierowane każda przez swego mechanika, znajdującego się w odpowiedniem skrzydle. Górne 2 silniki stanowią trzecią grupę, kierowaną przez trzeciego mechanika, znajdującego się w baldachimie. Każdy pilot ze swego siedzenia może również kierować wszystkiemi 8-ma silnikami zapomocą 8 dźwigami.

Cała kontrola silników każdej grupy (temperatura wody i olejów, ciśnienie oleju, dopływ benzyny, obroty wałów) jak również urządzenia rozruchowe i zatrzymujące są skupione w rękach mechaników pokładowych.

8 elektrycznych liczników obrotów umieszczonych w kabinie pilotów przeznaczone są raczej do orjentowania pilotów co do lotu, niż dla kontroli pracy silników.

W razie potrzeby obaj piloci mają specjalne wyłączniki dla natychmiastowego zatrzymywania wszystkich silników.

Łączność pomiędzy pilotami a mechanikami ze sobą utrzymuje się zapomocą „automatycznej stacji telefonicznej".

Rozruch silników wykonują mechanicy pokładowi ze swych miejsc zapomocą sprzężonego powietrza, które się podaje z ziemi przez dwie magistrale i rozdzielacze powietrza do odpowiednich silników. W ten sposób jednocześnia można zapuszczać 2 silniki, po jednym na każdem skrzydle. Rozruch silników górnych wykonuje się po kolei, po lub przed rozruchem silników skrzydłowych, zapomocą jednej z dwóch magistrali.

W locie, lub w innych wypadkach, w razie potrzeby, rozruch silników można wykonać za pomocą sprzężonego powietrza z butli, znajdujących się na pokładzie samolotu. W przyszłości na samolocie ma być ustawiona sprężarka powietrza, odpadnie więc konieczność korzystania z butli na ziemi.

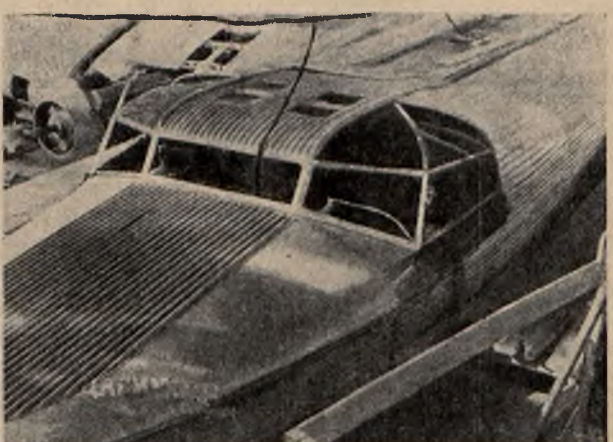
Napełnianie zbiorników benzyną uskutecznia się przez 6 specjalnych otworów (po 3 w każdem skrzydle), przez które benzyna dostaje się do głównej magistrali benzynowej i dalej do zbiorników. W ten sposób napełnianie zbiorników wykonuje się od dołu, nie zaś zgóry. Każdy zbiornik benzyny ma swój osadnik, ponadto grupy zbiorników zaopatrzone są we wspólne główne filtry—osadniki. System benzynowy przy odpowiedniej mechanizacji napełniania, pozwala na dostatecznie szybkie wykonanie tej czynności.

Zaopatrywanie samolotu w wodę i olej odbywa się sposobem zwykłym i każdy zbiornik oleju i system wodny silnika wypełnia się od góry.

Do normalnego opróżniania zbiorników benzynowych istnieje kilka rur odpływowych w dolnej części skrzydeł.

Załadowanie ciężarów do przewożenia uskutecznia się za pomocą wygodnych, szerokich schodów, które jednocześnie (podniesione) stanowią część dolnej powierzchni kadłuba, oraz przez dwoje drzwi wejściowych w kadłubie.

Do *obserwacji silników* na ziemi i w powietrzu wszyscy mechanicy pokładowi mają nad swemi miejscami „la-



Rys. 4. „Latarnia" kabiny pilotów. Widok z przodu i z góry.

tarnie", wznoszące się nieco ponad górną powierzchnię skrzydeł i baldachimu.

Kabina pilotów również jest osłonięta „latarnią", co daje im pewną wygodę w locie i polepsza aerodynamiczne własności samolotu.



Rys. 5. Silniki górne. U dołu widoczna „latarnia" kabiny mechanika baldachimowego; wspólny kolektor wydechowy obecnie zamieniono na oddzielne rury wydechowe.

Dla *wyjścia mechaników* na skrzydła są dwa otwory, zamykające się od wewnątrz. Również istnieją otwory „awaryjne" do wyskakiwania ze spodachronem.

Do *pracy przy silnikach* na ziemi są przewidziane odrzucane schodki (na 1—2 ludzi), które jednocześnie stanowią boczne osłony silników. Dostęp do silników górnych jest możliwy tylko zapomocą drabinki.

Oświetlenie wnętrza skrzydła osiąga się: w dzień — przez szereg małych okienek w górnej jego powierzchni, w nocy — zapomocą lamp elektrycznych. Dla *wentylacji* w górnej powierzchni skrzydeł są umieszczone otwory (działanie ssące).

Elektryfikacja samolotu jest zakrojona na dużą skalę: elektryczne kierowanie statecznikiem poziomym, zasłony żaluzjowe, chłodnie, pompy elektryczne, oświetlenie wnętrza i oświetlenie zewnętrzne (silne reflektory i światła aeronawigacyjne), potrzeby życiowe i t. p. Silna „centralna stacja elektryczna" składa się z 2-ch silników benzynowych i 2-ch dynamomaszyn, które dają prąd zmienny i tały. Prąd zmienny osiąga nieznane dotychczas na samolocie napięcie 120 V. Długość przewodników wynosi około 12 km. Do regulowania tego skomplikowanego systemu jest przewidziany w baldachimie posterunek elektrotechnika.

Dla *łączności* załogi ze sobą i z dowódcą (może wydawać rozkazy wszystkim członkom załogi jednocześnie) ustawiono automatyczną centralę telefoniczną na 16 abonentów. Próby na ziemi i w locie dały dobre wyniki mimo hałasu 8 silników.

Wyposażenie aeronawigacyjne pozwala na prowadzenie samolotu w nocy i w złych warunkach atmosferycznych.

Kabiny mieszkalne i kuchnia są urządzone komfortowo.

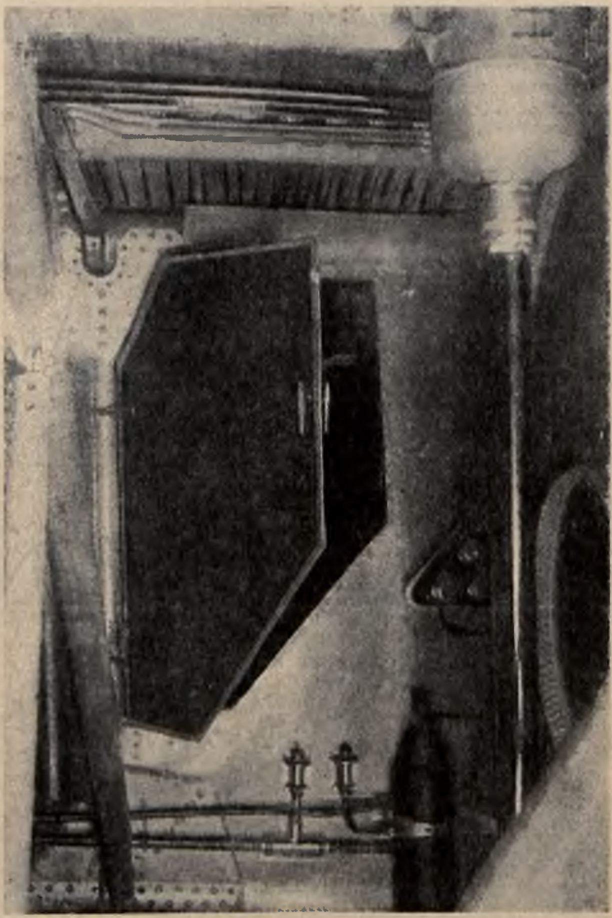
Poza tem ciekawe jest *wewnętrzne urządzenie samolotu dla celów agitacji.*

Instalacje radjowe skupione są w 2-ch centrach: nadawczem i odbiorczem oraz w kabinach „szturmana" (nawigatora) i mikrofonowej. Stacja nadawcza zajmuje obszerne pomieszczenie i składa się z silnego aparatu długofalowego o zasięgu 2.000 km i krótkofalowego oraz wzmacniacza. Na skrzydłach umieszczono megafony. Dźwięk będzie słyszany w promieniu około 3 km pod samolotem przy wysokości lotu 1.000 m.

Stacja odbiorcza znajduje się w tyle kadłuba. Dla komunikatów meteorologicznych istnieje specjalny odbiornik. Odbiór zapisuje się na zasadzie alfabetu Morse'ego.

Na samolocie jest *laboratorjum fotograficzne.* W ciągu kilku godzin zdjęcia są przygotowane do druku w gazecie wydawanej również na samolocie. Do sprzętu agitacyjnego należy również aparat kinematografu dźwiękowego tak do zdjęć jak i do wyświetlania obrazów.

Zupełną nowością jest *„latająca drukarnia"* o wadze



Rys. 6. Przejście ze skrzydła do silnika. Z prawej strony widoczne jest urządzenie do napełniania zbiorników benzyną.

(z silnikiem) ponad 250 kg. W ciągu 1½ godz. może ona wypuścić 8.000 egz. ulotek (dwustronnych) o wymiarach 30 × 42 cm.

Daty. 25 września 1932 r. (*jubileusz* M. Gorkiego) powstaje w kołach literackich myśl budowy samolotu olbrzyma dla celów agitacji. Tworzy się Wszechzwiązkowy Komitet budowy samolotu. W styczniu 1933 r. rada techniczna zakończyła opracowanie projektu budowy.

W marcu 1933 r. Centralny Aero-hydrauliczny Instytut (CAGJ) przystępuje do prac konstrukcyjnych i przygotowania się do budowy.

30 marca 1934 r. zakończono budowę samolotu. 17 kwietnia tegoż roku zmontowano samolot na Centralnem lotnisku w Moskwie i 9 czerwca „Maksym Gorkij" lata podczas moskiewskich uroczystości z okazji przyjazdu „Czeluskinowców".

Koszta budowy samolotu pokryto ze składek sawieckiego społeczeństwa.

Źródła. Wiestnik Wozdusznego Flota, Nr. 8. 1934.
Krasnaja Zwiezda, Nr. 143. 1934 r.

Zestawił — *S. A.*

Inż. WITOLD BRZOZOWSKI.

Śmigło o zmiennym skoku

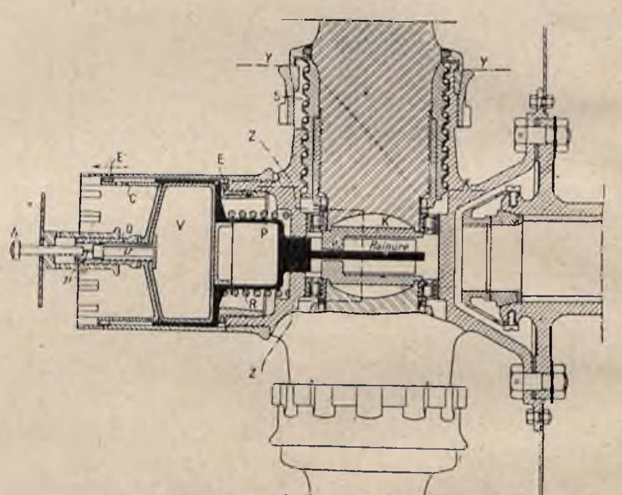
Bogaty obraz najnowszych konstrukcji w tej dziedzinie, dał Międzynarodowy Salon Lotniczy w Paryżu.

Widzieliśmy tam amerykańską produkcję firmy Hamilton, dobrze znaną zresztą w Polsce. Przemysł włoski reprezentowany był przez dwie firmy „Alfa-Romeo", oraz „Piaggio". Wreszcie przemysł francuski, najbogatszy w najrozmaitsze koncepcje w tej dziedzinie, reprezentowany był przez firmy „Ratier", Pierre Levasseur, Chauviere, Gnome, Rhône, Bleriot, Charlestop, Bendix oraz Hispano-Suiza. Oczywiście w tak wielkiej liczbie najrozmaitszych konstrukcji spotkać można jedne rozwiązanie celowe i dobrze przemyślane, inne stare w swej koncepcji.

Postaramy się omówić chociaż w ogólnych zarysach kilka konstrukcji, które mają za sobą pewne doświadczenia, lub oryginalne są ze względu na ciekawe rozwiązanie konstrukcyjne. Jeżeli chodzi o amerykańską firmę Hamilton, to śmigła tego omawiać nie będziemy, gdyż było ono podawane w naszych pismach technicznych. Zaznaczę tylko, iż jest to konstrukcja oryginalna o dużej pewności działania. Wadami tego śmigła są: stosunkowo duża waga, oraz potrzeba specjalnie konstruowanego silnika, względnie konieczność gruntownej jego przeróbki. Mianowicie, stosować trzeba specjalny wał wykorbiony i dostosować nos karteru, nie mówiąc już o drobnych zmianach w silniku.

Przechodząc do omówienia śmigieł francuskich zaczniemy od popularnej firmy Ratier w Paryżu. Niewielka ta fabryka wypuściła pierwsze swe śmigło w 1910 r. W okresie wojennym produkcja jej osiągnęła 12300 śmigieł. W roku 1928 wypuściła pierwsze śmigło metalowe, a w rok później wykonała pierwsze śmigło o zmiennym skoku. Specjalizując się w budowie tych śmigieł, dziś poszczycić się może poważnemi sukcesami, jak pięć rekordów światowych, Coupe Deutsch 1934, Coupe Esders, Coupe Zenith i ostatnio wyścig Londyn — Melburn.

Firma Ratier wykonała kilka typów śmigieł o zmiennym skoku. Wspólną cechą wszystkich rozważań jest śrubowe łożysko kulkowe, umocowujące łopatkę. Piasty są wykonywane ze stali i azotowane, łopatki z duralu. Nasada łopatek ujęta jest w stalowe tuleje również gwintowane i azotowane. Gwint ten, o profilu specjalnym, pozwala na wprowadzenie do wytworzonej przestrzeni gwintowej, między tuleją, a piastą, kulek o średnicy 4 mm w ilości od 400 do 1200 — zależnie od mocy silnika (200 do 800 KM.). Sens umocowania łopatki na gwintowanym łożysku kulkowym jest ten, by stworzyć dodatkowy moment od siły odśrodkowej, równoważący inny moment, istniejący w każdym śmigle, powstały również od sił odśrodkowych, a skręcający łopatkę w censie zmniejszenia skoku.



Rys. 1.

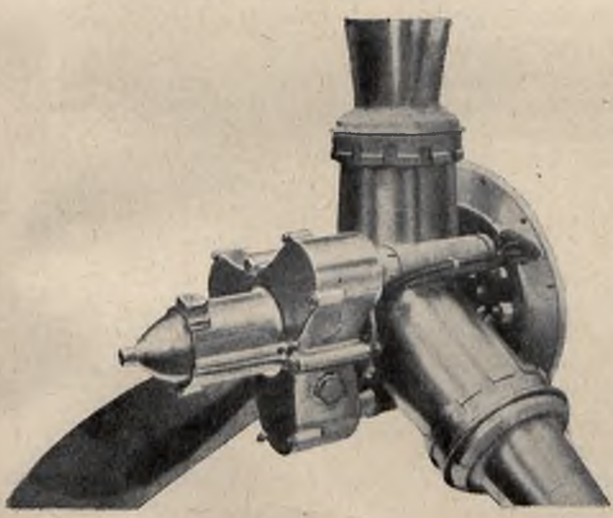
Jeden z typów dwupołożeniowych, automatycznych śmigieł Ratier, jest śmigło z pęcherzem gumowym (rys. 1). Przy napompowaniu pęcherza *V* do pewnego ciśnienia, skok łopatek jest mniejszy. Gdy samolot nabiera szybkości, powietrze naciska na płytkę = znajdującą się przed śmigłem, a gdy nacisk ten staje się dostatecznie wielki, płytka się cofa, otwierając zawór pęcherza *V* i powietrze znajdujące się w nim uchodzi. Wywołuje to przesunięcie się tłoka z suwakiem *P* znajdującego się poza pęcherzem, oraz przekręcenie łopatek w sensie powiększenia skoku. Śmigła Ratier, opisanego wyżej typu, są dosyć lekkie od 10 do 15% zaledwie cięższe od śmigieł nastawnych na ziemi. Posiadają jednak duże wady. Najważniejszą jest brak możności przejścia w powietrzu z dużego skoku na mały, gdyż jak wspomniałem, wymaga to napompowania pęcherza, a co zatem idzie zatrzymanie silnika. Drugą wadą jest brak mo-

żliwości ścisłego określenia szybkości przy jakiej ma się powiększyć skok. Dokładność ta ocenia się ± 20 ÷ 30 km/godz. Zależy ona przedewszystkiem od dokładnej znajomości ciśnienia w pęcherzu, od szczelności zaworu, od drgań silnika i od tarcia w prowadzeniu zaworowym.

Poniżej dodaję tabelkę z danemi charakteryzującemi śmigła Ratier opisanego wyżej typu.

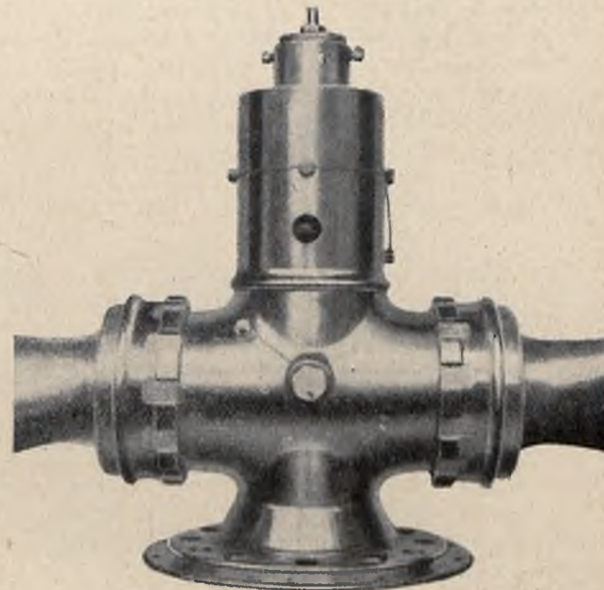
Silnik	Średnica	Mały skok		Duży skok		Cięż. w kg.
		w metr.	w stopn.	w metr.	w stopn.	
Potez 9 B b 350 KM. 2800 obr./min.	2,10	1,50	24	2,40	36	2,5
Renaut 310 KM. 3000 obr./min.	1,80	1,60	26	2,40	36	21,5
Renier 217 KM. 2400 obr./min.	1,90	1,50	24	3,45	36,5	21,5

UWAGA: Skok mierzony jest w odległości 0,60 m. od osi.



Rys. 2.

Inną odmianą śmigła o zmiennym skoku, wypuszczoną przez fabrykę Ratier, jest śmigło przeznaczone dla samolotów wielomotorych (rys. 2). Jest to śmigło wielopołożeniowe, nastawiane elektrycznie, z możliwością ustawienia profilu łopatek w kierunku prostopadłym do płaszczyzny obrotu. Na zamówienie firma Ratier dostarcza śmigła tegoż typu o odwracalnym skoku (hamowanie przy wybiegu). Omawiany typ śmigła jest przeszło 20% cięższy od śmigła nastawianego na ziemi. Np. dla motoru Hispano-Suiza 650 KM., śmigło o średnicy 4,30 waży 157 kg. Wadami tej konstrukcji są: stosunkowo duży ciężar, konieczność posiadania źródła prądu, potrzeba zainstalowania zegara wskazującego pilotowi położenia łopatki, oraz powolna zmiana skoku. Na pełnym gazie czas zmiany 20° wynosi około 27 sek. co przy możności odwracania skoku, przy lądowaniu, staje się nawet niebezpieczne.

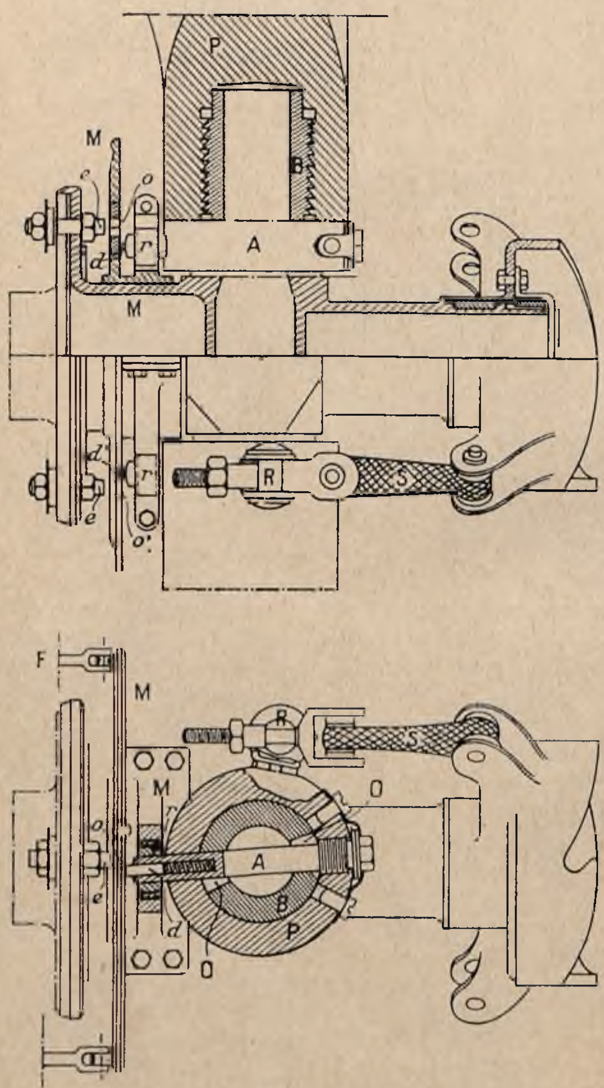


Rys. 3.

Ostatnią nowością, którą szczyci się firma Ratier, jest jeszcze niewypróbowane śmigło automatyczne (rys. 3), odznaczające się lekkością (25 kg. na silnik około 200 KM.). Śmigło to zmienia swój skok automatycznie w zależności od obrotów. Założenie to zdaje się jednak być błędem, gdyż szybkość płatowca nie jest stale funkcją obrotów, wobec czego nadzieje pokładane przez firmę wydają się wątpliwemi.

Bardzo ciekawą i oryginalną konstrukcją odznacza się dwupołożeniowe śmigło fabryki Levasseur (rys. 4). Najciekawszym szczegółem jest umocowanie łopatek, które nie są osadzone na łożyskach kulkowych, czy rolkowych, jak czynią to prawie wszystkie firmy, lecz poprostu nakręcone są na gwintowany czop piasty, która przyjmuje wszystkie momenty, a gwint zastępuje jednocześnie powierzchnię łożyska oporowego. Działanie tego śmigła jest następujące. Przez przekręcenie kranu, ciśnienie oliwy dostaje się do małych cylindrów, które wypychają rolki F., te skolei naciskają na tarczę M., przesuwając ją do przodu. Tarcza M., znajdując się w położeniu pierwotnem, była unieruchomiona w ten sposób, że kołki *e* wchodzą w jej otworki *o*. Przy wspomnianem przesunięciu tarczy do przodu kołki *e* wychodzą z jej otworków, (jak na rysunku) oswabadzając tarczę w ten sposób, że może ona przekręcać się na piaście. Skok gwintu, na którym nakręcona jest łopatka jest tak dobrany, by na dużym gazie, siła odśrodkowa przekręcając łopatki w sensie ich wykręcenia, pokonać mogła opory tarcia oraz napięcia amortyzatora *S*. Może to jednak nastąpić z chwilą wspomnianego przesunięcia tarczy do przodu. Powrót do pierwotnego położenia (mały skok) wymaga zredukowania gazu. W konsekwencji zmniejszenia obrotów gumowe amortyzatory *S* przekręcają łopatkę, tarcza zo-

staje odepchnięta wtył przez osadzone na sprężynach kołeczki *d*. Kołki *e* wchodzą spowrotem w otworki *o* i tarcza *M* zostaje ponownie unieruchomiona. Największą zaletą tego śmigła jest nadzwyczajna jego lekkość. Typ t. zw. Coupe Deutsch do silnika 340 KM. waży zaledwie 24 kg. z łopatkami. Pozatem odznacza się prostotą konstrukcji i regulacji w locie. Do wad należy zaliczyć stosunkowo prędkie wyrabianie gwintu na łopatce,



Rys. 4.

wskutek czego dostaje ona niebezpieczne luzy. Również wydaje się niepewną praca tego śmigła przy silniejszych mrozach. Mimo wspomnianych słabszych stron konstrukcji, śmigła typu Levasseur przedstawia bardzo oryginalną i ciekawą konstrukcję.

Omawiając francuskie konstrukcje, należy wspomnieć jeszcze o Hispano-Suizie, która robi dokładnie wg. licencji amerykańskiej firmy Hamilton, następnie o firmie Chauviere, która stosuje drewniane łopatki do śmigieł o zmiennym skoku, jednak narazie, sam mechanizm zmiany skoku, nie jest jeszcze dostatecznie przemyślany, wreszcie o Gnome Rhonie. Śmigło typu Gnome Rhone było homologowane z dodatniemi wynikami. Homologacja francuska trwa 50 godzin. Jest to śmigło o mechanicznym napędzie zmiany skoku. Zaletą tego śmigła jest możność obrotu łopatki o 360 stopni.

Mechanizm jest uruchomiany za pomocą sprzęgła. Przekładnia wynosi 1 : 24000. Wadami tej konstrukcji są: powolna zmiana skoku 1^0 około 2 sek. (na pełnym gazie), stosunkowo duży ciężar przeszło 130 kg. na silnik Gnome-Rhone K-14, oraz konieczność stosowania zegara wskazującego pilotowi położenie łopatek.

Przechodząc z kolei do śmigieł fabrykacji włoskiej, zauważymy na pierwszym planie dwie firmy: Piaggio w Genui i Alfa-Romeo w Medjolanie. Pierwsza skonstruowała śmigło do silnika 800 KM. o napędzie zmiany całkowicie mechanicznym, nie wnosząc zresztą do konstrukcji oryginalnej ciekawej myśli.

Firma Alfa-Romeo fabrykuje śmigła o elektrycznym napędzie zmiany skoku. Jest to koncepcja stara, jednak zwrócić należy uwagę na wyjątkową lekkość tego śmigła. Mianowicie całe śmigło do silnika 800 KM. waży 87 kg. podczas gdy śmigło o skoku nastawianym naziemi tejże firmy waży 80 kg. Lekkość tę uzyskała fabryka przez stosowanie łopatek pustych w środku. Są to łopatki również fabrykacji Alfa-Romeo. Osadzenie łopatek na piaście zewnętrznie przypomina francuską konstrukcję Levasseur. Jest to jedną z przyczyn ogromnej lekkości śmigła. Fabryka daje dość dużą gwarancję na swoje śmigło, mianowicie 1000 godzin, przytem gwarancja ta jest ważna wciągu dwuch lat.

Należy zaznaczyć, iż śmigła o zmiennym skoku w locie, przedstawiają już dziś duży materjał do badań i studjów. Niestety ramy niniejszego artykułu nie pozwalają na szersze opracowanie tego zagadnienia. Omówiono więc, w ogólnych tylko zarysach najciekawsze konstrukcje.

REDAKTOR: mjr. inż. CZAPLICKI WACŁAW.

5202 Drukarnia Gospodarcza, Warszawa, Wspólna 54. Tel. 8-84-12, 8-28-02.

Sprostowanie.

W artykule p. Zygmunta Fabierkiewicza „Dobór głównych wymiarów płata ze „Slotami“ w Wiadomościach Technicznych Lotnictwa rok III Nr. 22, na str. 68 **b ł ę d n i e** zamieszczono 2 tablice bez danych cyfrowych.

Tablice te należy zastąpić niżej zamieszczonemi.

REDAKCJA

TABLICA 1. Wpływ zasadniczego profilu na wzrost Cy max przy zastosowaniu slotu wzdłuż całej rozpiętości.

Profile (patrz rys. A)	%% grubość	Wymiary modelu	Szybkość V w m/sek.	Cięciwa slotu %% cięciwy skrzydła	Δ Cy max	„Czołowy kąt **) ψ w przybliżeniu
937 CAGI	12	150×750	31—33	13	0,980 – 0,595 = 0,385 64,8 %	140
938 „	12	150×750	31—33	13	0,920—0,490=0,43 87,8 %	140
939 „	12	150×750	31—33	13	1,030—0,675=0,355 52,5 %	140
856 „	12	150×750	33—34	12	0,770—0,550=0,220 40 %	116,5
RAF31	12,7	254×1524	18,3	13,6	0,908—0,552=0,356 64,4 %	90
P-II-b CAGI. . . .	14.0	150×750	32	15,31	1,065—0,727=0,338 46,5 %	85
HP (AI)	7,48	152,5×915	13,4	8,34	0.806—0,51 =0,296 58 %	—
RAF28	9,78	152,5×915	13,4	12,5	0,87 —0,475=0,395 83 %	97

**) „Kąt czołowy“ jest utworzony przez styczne do profilu pod slotem patrz rys. 13.

TABLICA 2. Wpływ cięciwy slotu na Cy_{max} płata.

Profile (patrz rys. A)	Wymiary konstrukcyjne		Współrzędne slotu odpowiadające Cy_{max}				Dane z dmuchań			Uwagi
	Cięciwa slotu w %	Kąt ψ°	a %	b %	c %	$\frac{c\ 100}{a}$	Cy max	Δ Cy max	Δ Cy max w %	
M-12 852 . .	—	—	—	—	—	—	0,550	—	—	
M-12a 856 . .	12	116,5	8 10 13,33	3,67 5,33 5,33	3,33 4,00 5.33	41,7 40,0 40,0	0,770	0,220	40	
M-12b 853[1] .	12	90	8	3,67	3,33	41,7	0,720	0,170	30,9	
M-12c 854 . .	16	90	13,33	5,33	4,67	35,0	0,770	0,220	40	
M-12d 855 . .	20	90	13,33	5,33	4,0	30,0	0,860	0,310	56,4	

[1]) Przy stosowaniu slotu Nr. 856 otrzymano te same wyniki.